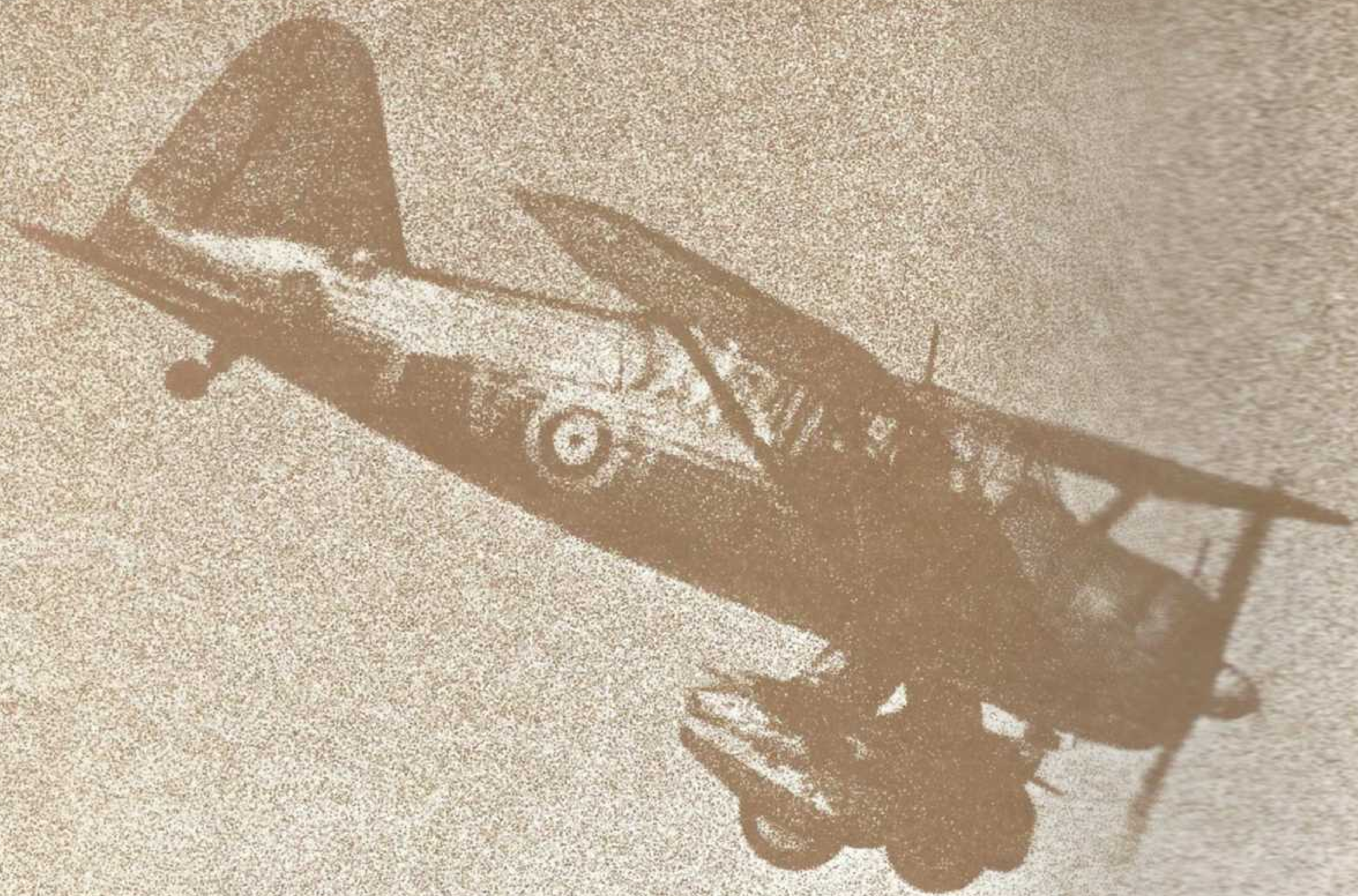
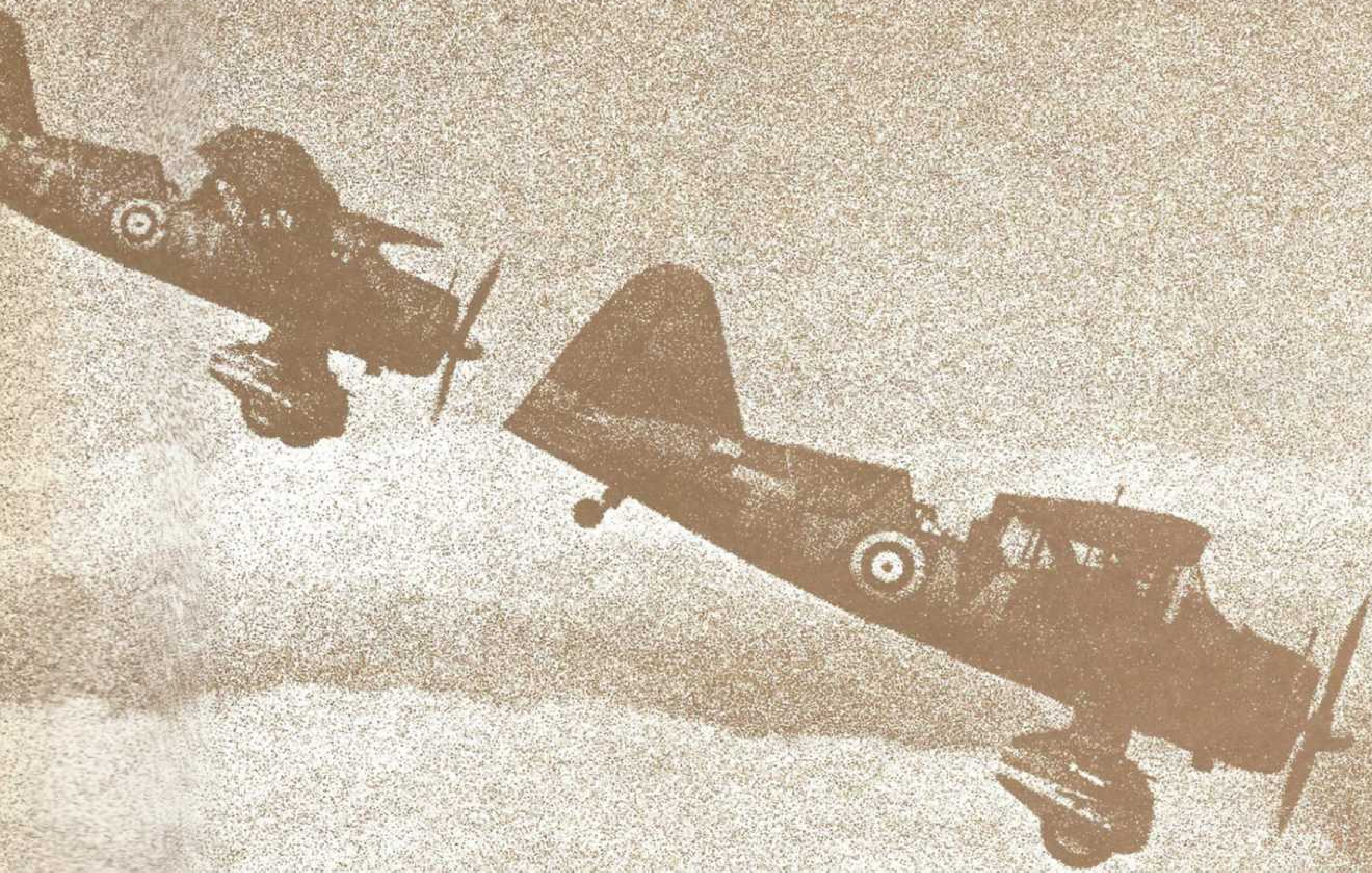






Enciclopedia Ilustrada de la

AVIACION

Director: José Mas Godayol
Director editorial: Gerardo Romero
Jefe de Redacción: Pablo Parra
Coordinador editorial: Equipo GEARCO
Asesor técnico: Juan Antonio Guerrero

Redactores y colaboradores: Stan Morse, Trisha Palmer, Chris Chant, Marco Aurelio Galmarini, Graziella de Luis, Adán Kovacsics, Gloria Salbarrey

---

Realización gráfica: Luis F. Balaguer

ISBN: 84-85822-65-X (tomo 7), 84-85822-28-5 (obra completa)
Depósito Legal: B. 1-84
Impresión: Cayfosa, Santa Perpètua de Mogoda (Barcelona)
Impreso en España - Printed in Spain 1984

Enciclopedia Ilustrada de la AVIACION



Editorial Delta, S.A.

Sumario

HISTORIA DE LA AVIACIÓN

GRANDES AVIONES DEL MUNDO

Índice general

Para facilitar la localización de los distintos modelos, éstos aparecen en sus diversas nomenclaturas. Las cifras con asterisco remiten a las páginas en que se habla con detalle del modelo en cuestión. Las cifras en negrita remiten también a las ilustraciones.

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

A

Volumen	Páginas
1	1-260
2	261-520
3	521-780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

C

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

D

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

E

F

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

G

H

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

K

L

M

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

N

O

P

Q

R

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

T

U

V

W

X

Volumen	Páginas
1	1- 260
2	261- 520
3	521- 780
4	781-1040
5	1041-1300
6	1301-1560
7	1561-1820
8	1821-2080
9	2081-2340
10	2341-2600
11	2601-2860
12	2861-3120

Y

Z

 Depósito Legal: B.36.473-81
Impreso en España - Printed in Spain - 1986

Guerra aérea sobre Vietnam

Después de diez duros años de guerra en Indochina, los franceses sufrieron una catastrófica derrota en Dien Bien Phu. El vacío que dejaron en la zona fue ocupado por EE UU. Aunque también resultaron derrotados, los norteamericanos desarrollaron durante la contienda el poderío aéreo más devastador de todas las épocas.

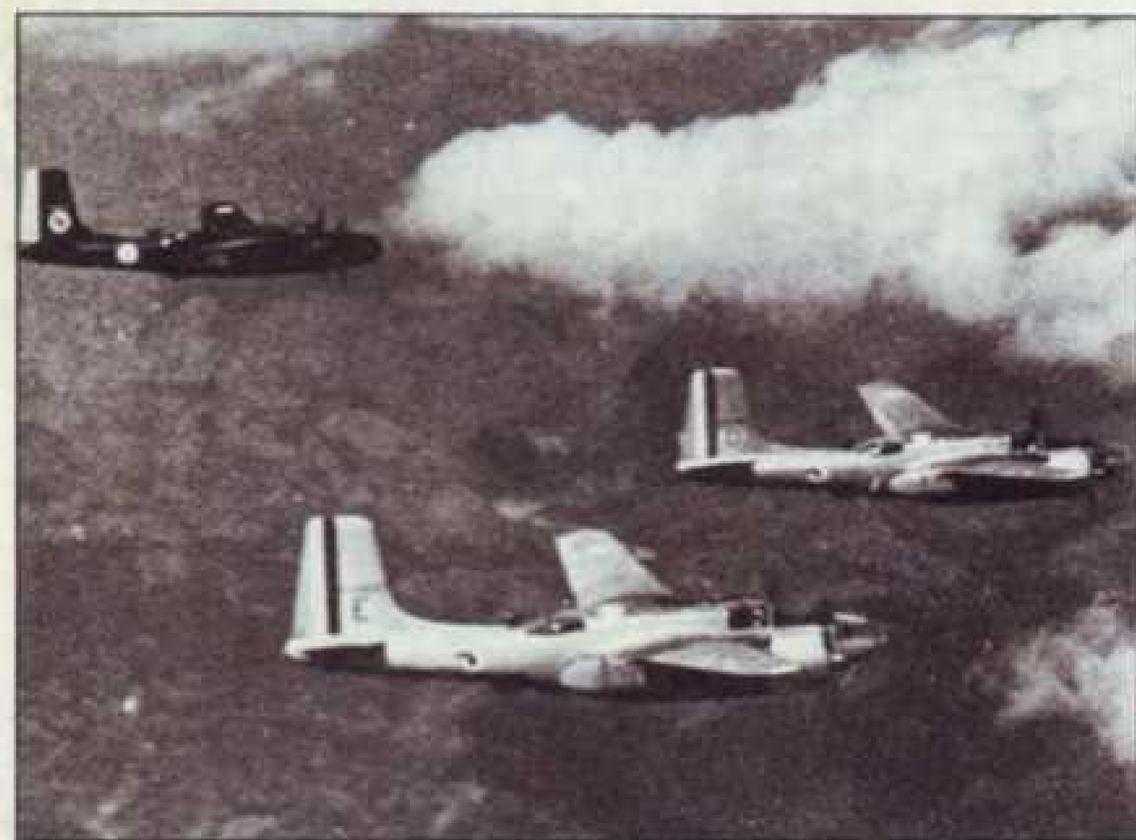
Durante la II Guerra Mundial, la extensa Indochina francesa fue invadida por las fuerzas del Imperio japonés. Tres años después, los otrora irresistibles japoneses fueron derrotados, e Indochina volvió a manos francesas. No todos los habitantes del país se sintieron complacidos. Los comunistas, en particular, habían organizado desde el frente popular del Vietminh un gran ejército; sus ataques guerrilleros impedían que los franceses controlaran efectivamente el territorio. En el norte, el Vietminh contaba con una sólida base en la provincia de Tonkín, y los franceses llevaron allí todos sus efectivos, intentando aplastar lo que creían un puñado de rebeldes.

La sangrienta lucha tenía lugar sobre todo en tierra; el poderío aéreo francés era indiferente, y el del Vietminh apenas existía. Esta primera campaña, en los años posteriores a 1945, fue el punto de partida de casi tres décadas de una guerra que, hasta sus últimas etapas, parecía superficialmente unilateral: una lucha de campesinos armados con rifles y bastones de bambú afilados contra tropas occidentales que disponían de tanques, aviones a reacción y la más moderna electrónica. Sorprendía que las tropas occidentales encontraran tantas dificultades, especialmente porque el dominio del aire —tan vital en la II Guerra Mundial— nunca fue disputado.

La Armée de l'Air francesa en Indochina era un conjunto heterogéneo de aviones anticuados, incluida una buena cantidad de ex aviones japoneses; cazas Ki-43 y aviones tácticos de ataque Ki-55. Los Spitfire, Hurricane, Hellcat F6F, Bearcat F8F, Mustang P-51, Mosquito, B-24, Ju 52/3m, C-47 y Piper L-4

EE UU entró en la guerra de Vietnam sin una preparación para las condiciones en que iba a desarrollarse. Una de sus armas más eficaces era el Skyraider A-1, un avión de hélice de 20 años de antigüedad. La foto muestra un monoplaza A-1E atacando un objetivo en tierra con una bomba de fósforo, en febrero 1966 (foto USAF).





B-26 franceses en una misión de apoyo a Dien Bien Phu. Sus esfuerzos serían vanos; la pequeña guarnición fue aniquilada por 40 000 vietminh (foto Popperfoto).

también sirvieron en las filas francesas, y en Washington el presidente Truman discutió la posibilidad de utilizar los B-29 de las Fuerzas aéreas americanas. En Londres, Churchill se negó tajantemente a intervenir, y los americanos le imitaron sabiamente. En el último momento, cuando el destino de los franceses ya estaba decidido, algunos C-119 de la USAF realizaron misiones de suministro, bajo la tapadera de una supuesta organización civil, la Civil Air Transport. Pero la guarnición de Dien Bien Phu fue aniquilada la tarde del 7 mayo 1954, tras una carga a la bayoneta de 600 legionarios sin munición, frente a una fuerza sitiadora de 40 000 vietminh; y Francia desapareció de la escena.

La teoría del dominó

Los protocolos firmados en Ginebra en julio 1954 dividieron Indochina en Vietnam del Sur y del Norte, Laos y Camboya. Eisenhower, presidente de EE UU, predijo que esos estados caerían ante la presión comunista como «una hilera de fichas de dominó». Vietnam del Norte era ya comunista, con un gobierno del Vietminh, dirigido por Ho Chi Minh. Vietnam del Sur, al sur del paralelo 17, era como los otros estados supuestamente «libre» y contaba con una organización defensiva autóctona, patrocinada por EE UU: la SEATO (Organización del Tratado del Sureste Asiático). Un Grupo de consejo y ayuda militar enviado por EE UU para ayudar a los franceses en 1950 se quedó en Vietnam del Sur, para organizar una fuerza defensiva que apoyara eficazmente al inestable régimen de Ngo Dinh Diem. Diem disponía también de consejeros militares franceses, y más de la mitad de las Fuerzas aéreas vietnamitas estaban equipadas con antiguos aviones franceses, entre ellos una escuadrilla de Bearcat, unos 20 C-47 de transporte y algunos aviones americanos veteranos de Corea: Cessna L-19 Bird Dog y helicópteros Sikorsky H-19.

En mayo 1959, Vietnam del Norte hizo pública su intención de reunificar el país (en principio el Vietnam, pero de hecho implicaba a toda Indochina). Hacía tiempo que en Vietnam del Sur operaban guerrillas comunistas llamadas Vietcong, cada vez más apoyadas por el ejército regular de Vietnam del Norte; aunque carecían de apoyo aéreo. Nunca hubo declaración de guerra, pero en el Sur existía una guerra civil, y además una invasión de tropas del Norte. EE UU respondió ampliando su equipo de consejeros, y en setiembre 1960 envió 25 Douglas AD-6 (después A-1H) Skyraider. Estos monoplazas de caza podían transportar hasta 3 630 kg de explosivos en 15 afustes y suponían una mejora considerable respecto a los pocos Bearcat que quedaban. Pronto llegaron 11 helicópteros de transporte Sikorsky H-34 Choctaw, de mayor capacidad que los H-19; pero en Vietnam faltaban mecánicos hábiles y recambios; una a una, estas primeras unidades quedaron inutilizables.

Nuevas guerras, nuevos aviones

En Washington hubo una súbita alarma ante el inminente compromiso en otra «guerra en la jungla» en Asia oriental. La preocupación por una fuerza aérea táctica capaz de defender el territorio contra las guerrillas se transformó en un tema urgente que, entre otras cosas, condujo a la creación de nuevos tipos de aviones. Como otras naciones, EE UU había desarrollado una aviación adecuada para guerras convencionales: bombarderos estratégicos, gigantescos aviones de transporte de largo alcance y aviones a reacción supersónicos que necesitaban pistas de aterrizaje de hormigón de 3 km de longitud, diseñados para operar a más de 12 km de altitud. Ahora se necesitaban aviones Co-In *(counter-insurgence)* capaces de aterrizar en pistas cortas, de transportar grandes cargas de armas convencionales y de dirigirlas contra objetivos en tierra. Eran esenciales una buena visibilidad en todas las direcciones, y protección contra el fuego de armas cortas. No importaban las prestaciones a gran altura, sino la agilidad y la capacidad de vuelo rasante, más la posibilidad de transportar eventualmente heridos. Las industrias empezaron a producir modelos Co-In, modificando aviones tácticos ligeros y de entrenamiento, y creando nuevos diseños. En las Fuerzas armadas se crearon organizaciones especiales para estudiar los problemas Co-In y adiestrar fuerzas especiales. El proceso se aceleró tras la elección de John F. Kennedy como presidente, y desde el 20 enero 1961 su administración inició una etapa de compromiso abierto de las fuerzas norteamericanas en Vietnam.



Fairchild C-123 Provider alineados en la base de Tam Son Nhut, Vietnam del Sur, antes de despegar para una misión de defoliación en 1965 (foto USAF).

Llega EE UU

La primera unidad fue un puesto de control móvil e información, perteneciente al 507° Group de control táctico, con base en Shaw, Carolina del Sur; el 5 octubre 1961 se instaló en Tan Son Nuth, cerca de Saigón. Una semana después la operación «Farm Gate» destinó a Bien Hoa a 151 oficiales y hombres de un grupo de entrenamiento especial para la jungla de la base Eglin, equipados con aviones Co-In. Los aviones eran cuatro Douglas RB-26 Invader (a quienes se devolvió después su antigua denominación A-26), ocho cazas North American T-28D (aviones de entrenamiento transformados) y cuatro transportes Douglas SC-47. Más tarde llegaron aviones muy diferentes: cuatro elegantes McDonnell RF-101C Voodoo, capaces de duplicar la velocidad del sonido y de gran radio de acción, pero que sólo llevaban cámaras fotográficas. Un mes más tarde el Ejército envió 32 helicópteros de transporte Vertol (Piasecki) H-21 Shawnee, con 400 hombres de dos compañías helitransportadas. Luego llegaron 30 T-28 para reforzar las débiles Fuerzas aéreas vietna-



El F-100 Super Sabre, que voló por primera vez en 1953, demostró ser un avión táctico admirable en Vietnam, realizando tanto misiones de ataque como de cobertura aérea. Algunos F-100 también realizaron misiones de control aéreo avanzado. En total, los «Hun» realizaron más de 300 000 salidas en Vietnam, más que los casi 16 000 P-51 en la II Guerra Mundial. A la izquierda, un avión del subtipo D parte de la base de Phan Rang para realizar una misión (foto USAF).

Douglas A-1 Skyraider

Oficialmente «anticuado» desde fines de los años 40, el Skyraider de motor a pistón realizó en el Sureste asiático más de 100 000 misiones de combate de diferentes tipos, con las fuerzas norteamericanas y las survietnamitas entrenadas por EE UU. Este Skyraider de las Fuerzas aéreas del Vietnam, es una de las versiones A-1H monoplaza, con cabina de burbuja.



mitas, y el Fairchild C-123 Provider, un transporte táctico, atendió a las necesidades urgentes del transporte aéreo local. A principios de 1962, seis C-123 se ocupaban de misiones «Ranch Hand», que incluían el empleo de defoliantes químicos para privar al Vietcong de la protección de la jungla. La defoliación fue el primero de los muchos aspectos de la guerra que provocaron protestas en EE UU.

Objetivos escurridizos

Nunca hubo una guerra tan difícil para las armas modernas y, particularmente, para los aviones modernos. Aun después de la defoliación de los árboles, no aparecieron grandes concentraciones de tropas, blindados o vehículos. No había fábricas de armamentos. No había aviones enemigos. Y sin embargo, inexorablemente, el Vietcong ganaba terreno en Vietnam del Sur, Laos e incluso Camboya, de modo que la moral de las numerosas y bien equipadas fuerzas americanas y survietnamitas iba decayendo. La situación política en el Sur iba de mal en peor; en enero 1964, el estado mayor conjunto de EE UU recomendó la guerra abierta contra el Norte.

El detonador de la misma iba a ser el ataque de pequeñas lanchas torpederas norvietnamitas a los destructores *Maddox* y *Turner Joy*, el 2 y 4 agosto 1964. Durante el primer ataque, diurno, el *Maddox* comunicó por radio con el portaviones *Ticonderoga*; inmediatamente, cuatro cazas F-8E Crusader del Navy Squadron VF-53 despegaron y atacaron las lanchas enemigas en el golfo de Tonkín, con cohetes y fuego de cañón, hundiendo una. Fue el comienzo de la guerra abierta por parte norteamericana. Dos días después, de noche y con mal tiempo, dos Skyraider A-1 respondieron al ataque de las lanchas norvietnamitas y las hundieron. El 5 agosto 1964, aviones de ataque A-1 y A-4 del *Ticonderoga* y el *Constellation* hicieron una importante incursión contra las bases de las torpederas y los tanques de almacenamiento de petróleo de Vinh. Así, fue la Marina quien inició el compromiso de EE UU en la guerra aérea sobre Vietnam.

El 7 agosto, el presidente Johnson, que había estado en Vietnam como vicepresidente, asumió poderes más amplios para luchar contra el Norte; el 10 agosto, el Congreso aprobó una resolución exhortando a tomar «todas las medidas necesarias» para rechazar los ataques. Se enviaron nuevas unidades aéreas, incluidas dos escuadrillas de bombarderos Martin B-67 a Bien Hoa, una escuadrilla de cazas tácticos F-100 Super Sabre y una escuadrilla de cazas de interceptación F-102 Delta Dagger a Danang, y otras unidades a las bases aéreas thailandesas de U-Tapao y Udorn. Se gastaron millones de dólares ampliando y equipando estas y muchas otras bases para que un gran número de aviones modernos pudiera operar en ellas. (Cuando EE UU comenzó su intervención, la mayoría de los aeropuertos eran apenas mejores que las pistas de hierba utilizadas por los japoneses en la II Guerra Mundial.)

«Flaming Dart»

Mientras miles de hombres y de toneladas de material llegaban al lejano Vietnam, el Congreso de EE UU comprometió a la nación en una guerra en gran escala, como represalia ante cualquier ataque comunista (aunque con tantas restricciones que en la práctica anula-

Aviones C-123 K arrojan defoliantes químicos sobre la jungla de Vietnam para privar a las guerrillas de su protección. Esta masiva y discutida campaña dio militarmente escasos resultados (foto USAF).



El navegante de un Phantom II F-4B del portaviones *Kitty Hawk* se lanza al espacio al regreso de una incursión en el Norte. El piloto saltará unos instantes más tarde (foto US Navy).

ban la eficacia de ese tipo de guerra y aumentaban sus peligros y problemas). El 2 noviembre 1964, seis B-57 fueron destruidos por vietcong infiltrados. En la Nochebuena de 1964, los guerrilleros atacaron un hotel de oficiales en Saigón, y el 7 febrero 1965 sus morteros bombardearon Pleiku, una de las bases aéreas recién ampliadas, y el vecino Camp Halloway. El mismo día fue autorizado un plan de represalia llamado «Flaming Dart». Se montó un fuerte ataque contra los acuartelamientos norvietnamitas de Dong Hoi y Vit Thuu, a cargo de unidades de los portaviones *Coral Sea, Ranger* y *Hancock*, que actuaron con eficacia pese a las condiciones climáticas difíciles. Al día siguiente, vietcong infiltrados atacaron la base aérea de Soc Trang, y dos días después una explosión en un cuartel norteamericano produjo graves bajas. La represalia inmediata, «Flaming Dart 2», fracasó a causa del mal tiempo, aunque el ataque a los cuarteles del Norte se efectuó desde una altitud tan baja que se agregaron detonadores de acción retardada a las bombas Snakeye, porque llegaban al blanco uno o dos segundos después de dejar el avión. Durante los ocho años siguientes, se realizaron decenas de miles de incursiones contra objetivos defendidos por un volumen creciente de fuego antiaéreo, y los ataques se realizaban con frecuencia desde el nivel de las copas de los árboles.

En 1965 Laos se vio implicado en el conflicto, por la fuerza cada vez mayor del partido izquierdista Pathet Lao, respaldado por Vietnam del Norte. EE UU suministró aviones de entrenamiento T-28 y cazas, y el 14 diciembre 1964 el presidente Johnson autorizó la operación «Barrel Roll», en apoyo del ejército real laosiano. Pero al limitar las misiones a dos salidas semanales de cuatro aviones, los norvietnamitas ni siquiera advirtieron que habían aumentado los ataques.

El rugido del trueno

En marzo 1965, la nueva campaña aérea «Rolling Thunder», pese a las restricciones autoimpuestas, sí que surtió efectos sobre los norvietnamitas. Debía ser «una acción aérea medida y limitada» contra objetivos situados al sur del paralelo 19, y de localización impredecible, como el trueno. Los ataques debían desanimar a los norvietnamitas de continuar la guerra contra el Sur. Fue un error, por muchas razones. Una era que la voluntad del Norte comunista era mucho más firme que la

La actividad de los portaviones en Vietnam

Las bases aéreas flotantes de la Marina norteamericana le permitieron desplegar rápidamente una fuerza aérea considerable en el Sureste asiático; de hecho, las primeras misiones realizadas allí fueron iniciadas por aviones de la Armada, mejor ubicada que las Fuerzas aéreas para realizar operaciones en Vietnam. Vuelos de reconocimiento de largo y medio alcance realizados por aviones Rockwell RA-5C y Douglas RA-3B proporcionaban información sobre objetivos y otros datos. Entonces, la Armada podía enviar aviones de combate de varios tipos, que iban desde los Douglas A-1 para interdicción de alcance medio hasta los Grumman A-6 para operaciones de ataque de largo alcance, en cualquier condición atmosférica. La guía hacia sus objetivos de estos aviones era responsabilidad de los Grumman E-1 y E-2 de alerta temprana, mientras las fuerzas atacantes recibían apoyo electrónico y de navegación de los Douglas EA-3B que las acompañaban. El apoyo de largo alcance y las comunicaciones eran proporcionados por un número limitado de Lockheed EC-121. El apoyo de combate era responsabilidad de los Vought F-8 Crusader y los McDonnell F-4 Phantom; estos últimos fueron los reyes indiscutibles de los cielos en Vietnam y eran capaces de transportar y de lanzar con un alto grado de precisión cargas ofensivas devastadoras.

1. Un Vought F-8E Crusader aterrizando en la base de Da Nang.

2. La vigilancia de alerta temprana y control era realizada por rastreadores Grumman E-1B.

3. Un Vought F-8 Crusader dispara cohetes a un blanco terrestre en el delta del Mekong.

4. Los pilotos se dirigen a sus aviones antes de un ataque.

5. Bombas Snakeye de 500 libras son llevadas a un F-8 Crusader que aguarda a bordo del *Constellation.*

6. Muchas de las misiones de ataque realizadas por aviones de la Armada eran controladas por radar desde sus portaviones.

7. Un Douglas A-4 Skyhawk se prepara para el despegue en la cubierta del *John F. Kennedy.*

8. Un Rockwell RA-5C Vigilante parte del *Forrestal* para una misión de reconocimiento de largo alcance (todas las fotos US Navy).


2


3



1


4



McDonnell Douglas F-4B Phantom

El F-4B fue el único avión de la Marina en el Sureste asiático con capacidad completa de defensa y ataque con misiles aire-aire de alcance medio. Este F-4B pertenece a la famosa escuadrilla VF-84 «Jolly Rogers» de la Armada, con base en el *Independence*.

de cualquier survietnamita o sus consejeros norteamericanos. Otra, que era muy difícil encontrar objetivos idóneos; a diferencia de las guerras aéreas previas, no había grandes ejércitos, flotas o fábricas de armas. Apenas había ciudades de tamaño considerable y éstas estaban expresamente excluidas. Mientras los jóvenes y brillantes estadísticos trabajaban en Washington para extraer cifras alentadoras de sus computadoras, en Vietnam, durante las lluvias de los monzones del invierno 1964-65, las tripulaciones malgastaban sus esfuerzos en ataques contra objetivos cuya ubicación —y cuya misma existencia— se desconocían.

Todos los objetivos obvios y grandes estaban prohibidos: Hanoi y otros centros urbanos; los aeropuertos militares de Vietnam del Norte (un ataque podía matar a un «consejero» ruso o chino); los emplazamientos de misiles tierra-aire instalados por los rusos y localizados desde abril 1965; e incluso las represas de agua de las plantaciones de arroz, que los norvietnamitas utilizaban como depósitos de proyectiles antiaéreos. Lo peor era que los objetivos se elegían en la lejana Washington, con la hora y los detalles del ataque. Se ordenaba una incursión en un momento de mal tiempo, cuando un comandante local hubiera elegido una hora más adecuada, un poco antes o después. El plan impidió, en suma, la realización de una campaña aérea bien coordinada, capaz de lograr el objetivo prioritario para quienes hacen la guerra: ganarla.

Próximo capítulo:

Tempestad sobre el Norte



5



7


6



8

El poderoso Mustang

La grandeza del Mustang es incuestionable: en la II Guerra Mundial constituyó un arma poderosa y versátil, al cumplir misiones tan variadas como la escolta de largo alcance o el apoyo aéreo inmediato. Fue el sueño de todo piloto: manejable, eficaz y muy resistente. Cuarenta años después, su desarrollo no ha concluido aún.

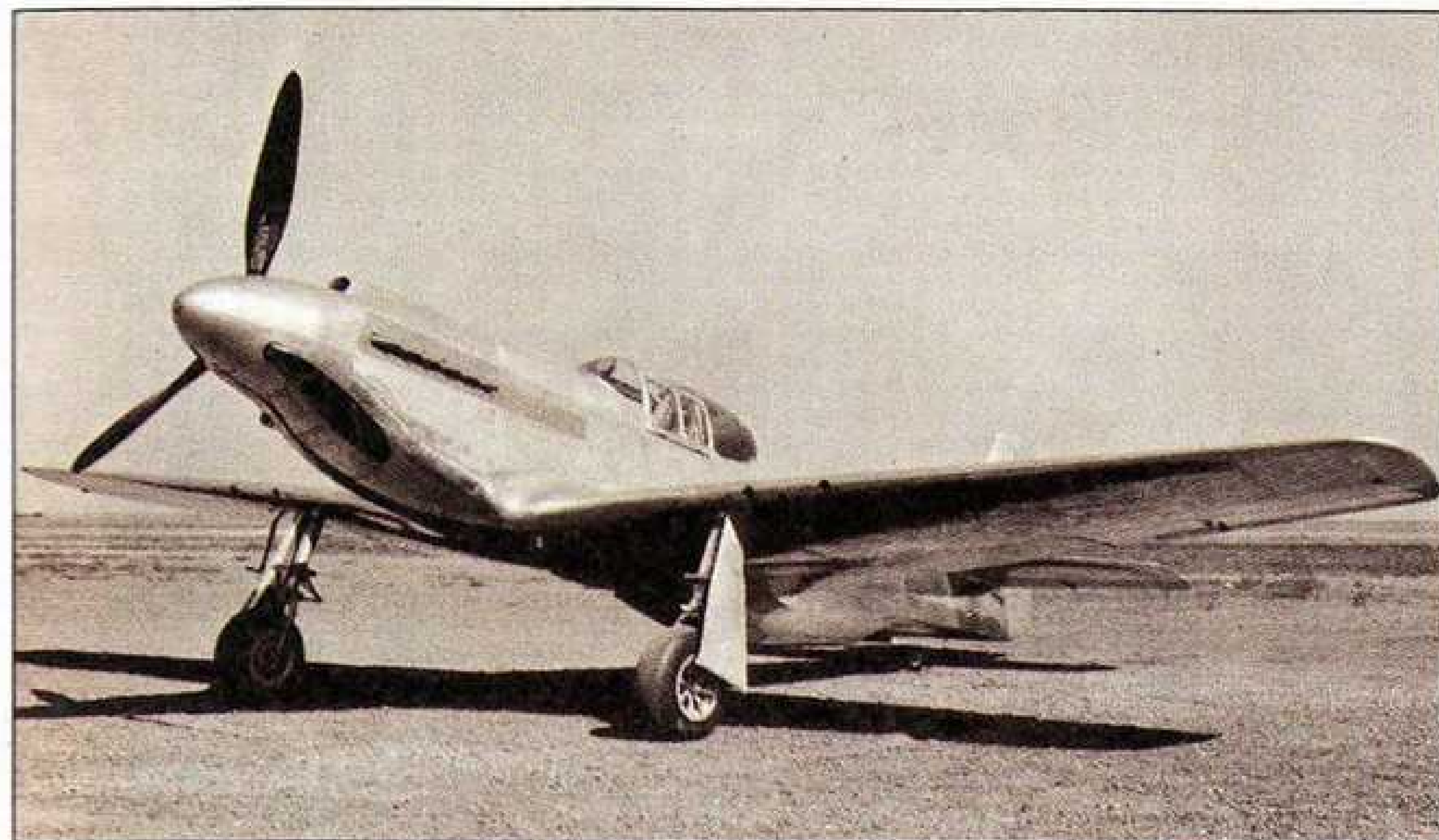
El mariscal Hermann Goering alardeó una vez de que ningún bombardero enemigo volaría nunca sobre Berlín. Hacia 1944 se había visto forzado a sufrir las incursiones de los bombarderos aliados; pero cuando los cazas de las Fuerzas aéreas de EE UU llegaron de forma masiva a Berlín, e incluso a Polonia y Checoslovaquia, el mariscal se descompuso. Se cuenta que en una oportunidad dijo: «Cuando vi aquellos Mustang sobre Berlín, supe que la guerra estaba perdida.»

La NAA (North American Aviation) era una de las más jóvenes entre las grandes fábricas de aviones, pues comenzó su actividad en 1934, con sólo 75 trabajadores. Un año después, puso en el aire un prototipo de lo que se convertiría en el avión de entrenamiento número uno del mundo, el AT-6 o Texan, del cual llegaron a construirse más de 20 000 unidades. En 1938, este modelo atrajo la atención de los británicos, que realizaron grandes pedidos. Poco después de iniciada la guerra, en setiembre 1939, la Comisión de adquisiciones de Gran Bretaña preguntó a la NAA si podía construir para la RAF un caza norteamericano, el Curtiss P-40. El P-40 era un caza de segunda categoría, y la respuesta inmediata de la NAA fue que hacía tiempo deseaba construir un caza realmente de primera, y con mucho gusto lo haría para la Gran Bretaña.

La NAA se comprometió a tener listo el prototipo en el tiempo increíble de 4 meses. Cumplió su palabra, puesto que el NA-73X vio por primera vez la soleada luz de Los Angeles a los 102 días de la firma del contrato. Pero la Allison, proveedora del motor V-1710 de 1 150 hp, se atrasó 20 días en la entrega; finalmente, el 28 octubre, el piloto de pruebas Vance Breese realizó el primer vuelo del elegante aparato, aún sin distintivos.

El nuevo caza era una máquina de superficie totalmente metálica, como el Messerschmitt, pero bastante más grande, del mismo tamaño aproximadamente que el viejo Hurricane entelado. Su línea aerodinámica era mucho más moderna que la de cualquier otro. Tenía alas de perfil laminar con la parte más gruesa mucho más atrás de lo usual. El motor, refrigerado por líquido, tenía el radiador muy atrás, bajo la sección final del fuselaje, en la posición más eficiente, y estaba instalado en un conducto de perfil alargado con una válvula de salida regulable, de tal modo que el aire caliente, en vez de crear un obstáculo, podía comportarse como una unidad de retropropulsión y ayudar a impulsar el aparato. Esto explica por qué el NA-73X era mucho más largo que el Bf 109: para poder llevar más combustible, mucho más que ningún caza europeo monomotor.

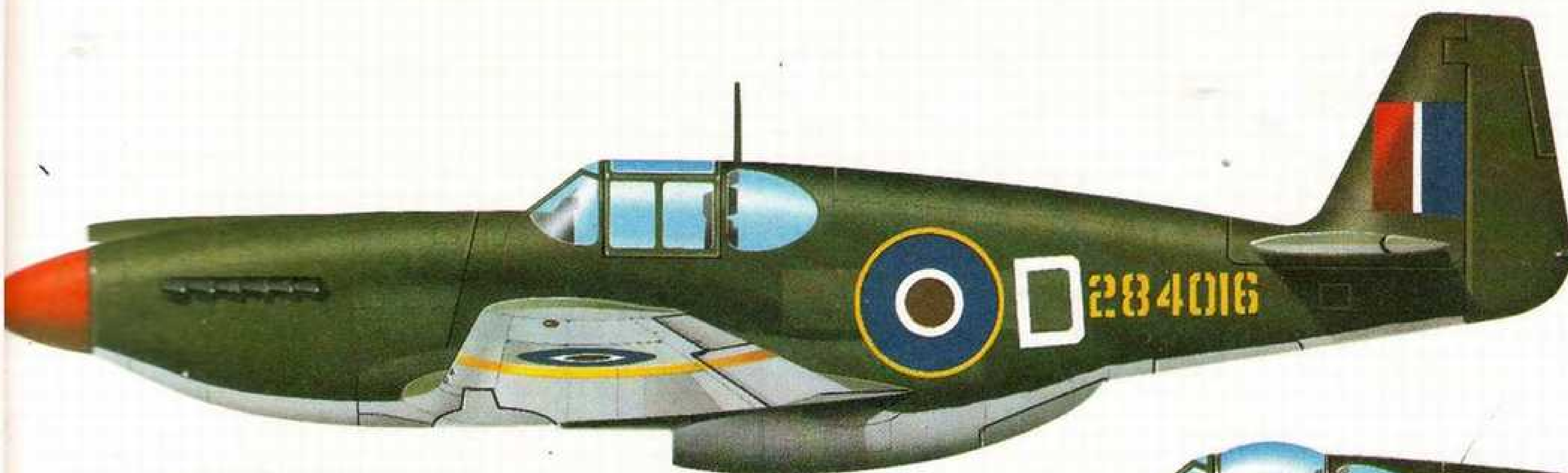
Más combustible significa, no sólo una máquina más grande, sino también más pesada, y el NA-73X podía haber sido incómodo e ineficaz. Pero en la práctica, como muy pronto descubrió Breese, se convirtió en un ganador absoluto. Alcanzó los 615 km/h, veloci-



El primero de la larga serie: el elegante NA-73X, fotografiado inmediatamente después de serle colocado el motor Allison, y antes de aplicarle los distintivos. Recibió el número de registro civil NX19998, que fue cancelado después de un aterrizaje forzoso provocado por un error en la selección de combustible.



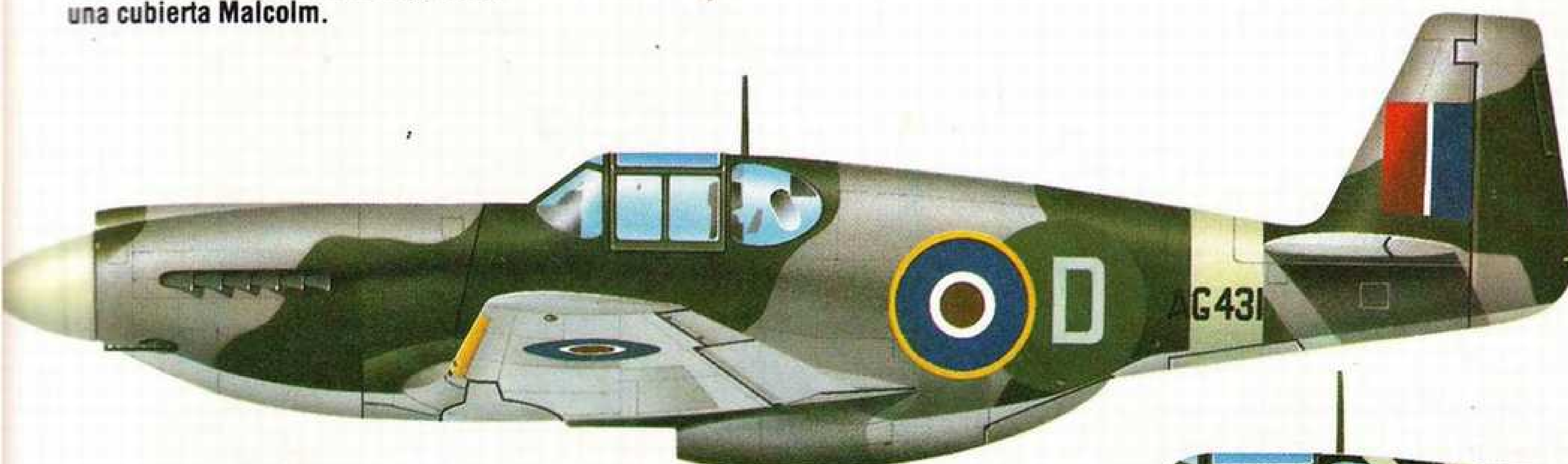
Un Mustang I estándar (AG528) después de un duro servicio a baja altura para el Mando de cooperación del ejército de la RAF, en 1942-43. Pueden apreciarse una de las ametralladoras de 12,7 mm proyectándose desde el frente inferior del carenado, y la abertura de la cámara oblicua detrás de la cabina.



Este A-36A Invader lleva todavía su número de la USAF y huellas del número de registro norteamericano, pero sirviendo ya en las filas de la RAF, a comienzos de 1943, en Tunicia, donde estuvo destinado a vuelos de reconocimiento estratégico.



Las series de F-6 se dedicaron al reconocimiento aéreo de las Fuerzas aéreas de EE UU, mediante una modificación de los cazas originales. Este F-6B era un P-51 modificado, con cuatro ametralladoras en las alas y dos cámaras K-24 en el fuselaje. Este ejemplar prestaba servicios para el 107.° Squadron de reconocimiento táctico de la 9.ª Fuerza aérea, y tenía una cubierta Malcolm.



El AG 431 fue el número de serie 87 en la producción del Mustang I, con las cuatro ametralladoras originales de 12,7 mm y otras cuatro de 7,62 mm. Después de su llegada a Gran Bretaña a comienzos de 1942, se le dotó de una cámara oblicua, instalada detrás del piloto.



El P-51A fue la primera versión utilizada por la USAF, con sólo cuatro ametralladoras de 12,7 mm (todas en las alas), y emplazamientos para bombas u otras cargas bajo las alas. Este ejemplar, con un radio-goniómetro en la parte trasera del fuselaje, fue utilizado en Birmania en 1944.

dad mucho mayor que la de ningún otro caza europeo, incluido el más pequeño Supermarine Spitfire, que llevaba menos de la mitad de combustible. Contaba con un armamento devastador: cuatro ametralladoras de 12,7 mm y cuatro de 7,62.

Campeón del mundo

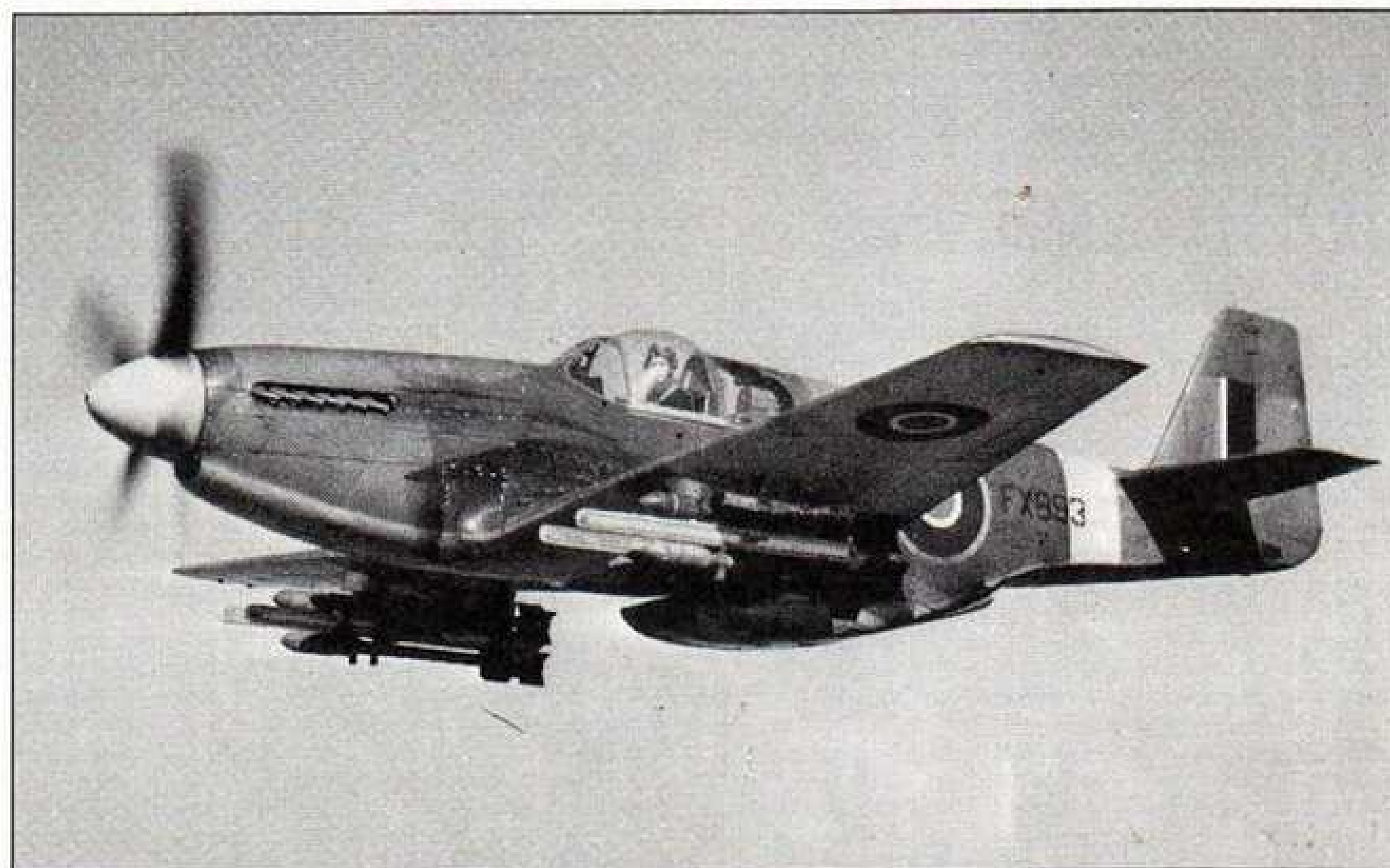
En el quinto vuelo, Paul Balfour cometió un error en la distribución del combustible, y el motor falló en un momento crucial; el avión quedó destruido tras un aterrizaje forzoso, pero el incidente apenas revistió importancia. El pedido de 320 máquinas por parte de la RAF fue seguido muy pronto por otro de 300. El primer Mustang I llegó a Liverpool el 25 octubre 1941.

La RAF descubrió que, a plena carga militar, el Mustang alcanzaba los 603 km/h, exactamente 56 km/h más que un Spitfire V. El único inconveniente del Mustang era que la potencia del motor Allison declinaba rápidamente a medida que el Mustang trepaba, de modo que por encima de los 4 500 m era apenas algo mejor que un P-40 con motor Allison. Pero por debajo de esta altura era un gran campeón, y hacia 1942 utilizaban sus servicios el Mando de cooperación del Ejército y la Real Fuerza aérea del Canadá. Realizó incursiones de ataque a baja altura sobre la Europa controlada por los nazis, y en octubre 1942 algunos Mustang de la RAF alcanzaron objetivos situados en el canal Dortmund-Ems; de este modo, el Mustang fue el primer monomotor británico que voló sobre Alemania en la II Guerra Mundial.

Al comenzar el programa NA-73, la NAA se había visto obligada a entregar gratuitamente dos unidades al Ejército de EE UU, y en Wright Field aparecieron a su debido tiempo el cuarto y el décimo prototipos. El equipo de pruebas trató de no dejarse impresionar por la indeseada máquina «extranjera», pero los resultados fueron tan buenos que el nuevo caza fue objeto, muy pronto, de contratos del Ejército de EE UU. Los primeros pedidos comprendieron 150 P-51, con cuatro cañones de 20 mm; 500 A-36A bombarderos en picado con seis ametralladoras de 12,7 mm y dos bombas de 227 kg (y entregados con frenos de picado, que luego se revelaron inútiles); y 310 P-51A con cuatro ametralladoras de 12,7 mm en las alas.

Nuevo motor, nueva potencia

Es extraño que a nadie se le ocurriera desde el primer momento, o al menos tan pronto como las pruebas británicas de 1941 revelaron su necesidad, la idea de colocar un motor Merlin para grandes



El FX893 fue un Mustang III dedicado exclusivamente a pruebas de armamento; aquí aparece equipado con soportes para cohetes, cada uno de los cuales lleva un cohete de 27 kg encima y otro debajo, de tal modo que el único afuste de cada ala puede lanzar dos pares de cohetes.

altitudes en esta soberbia estructura aérea. Fue muy avanzado el año 1942 cuando Ron Harker, piloto de pruebas de la Rolls-Royce y teniente de la RAF, realizó un vuelo en un Mustang e inmediatamente recomendó por escrito el Merlin 61. La Rolls puso a punto un Merlin modificado el 13 octubre 1942, pero la NAA había diseñado ya el P-51B, un aparato con numerosas mejoras sobre el modelo original, y que preveía la instalación de un motor V-1650-7 optimizado, diseñado para la producción en masa. El primer XP-51B voló el 30 noviembre 1942.

El nuevo caza tenía mejores líneas y una nueva hélice con cuatro palas muy anchas a fin de mejorar el rendimiento a grandes alturas. Se suprimió la entrada del carburador encima del motor, pero reapareció por debajo, más grande. Se ensanchó el radiador y se agregó un refrigerador en el mismo conducto. Todo el aparato, en especial el fuselaje, fue reforzado. Alcanzaba la notable velocidad de 710 km/h a 9 000 m de altitud.

En las pruebas experimentales, el XP-51B se comportó de una manera radicalmente distinta. Mientras que los Mustang originales, que entonces combatían en toda Europa, eran suaves y flexibles, el nuevo modelo se parecía más a un coche de carreras. Requería mucha mayor atención, había más ruidos en la cabina, y parecía chisporrotear y crujir. Pero todo ello era mera apariencia. Lo cierto era que no había maniobra imposible para él.

Escolta de cazas sobre Alemania

Durante más de un año, la vapuleada 8.ª Fuerza aérea de EE UU en Londres había buscado un avión de combate de calidad superior y más largo alcance para escoltar sus bombarderos pesados. Envió al coronel Cass Hough a que probara el nuevo P-51B. Hough dijo que era impresionante, pero de escasa estabilidad direccional. La NAA centró su atención en el P-51C de Dallas, con cubierta curva deslizable y seis ametralladoras, y luego en el P-51D, con cabina de tipo lágrima y seis ametralladoras. Poco después de haber comenzado la producción del P-51D, se le agregó una aleta dorsal para subsanar el problema de la dirección. Ya entonces el Mustang era, con mucho, el mejor avión de escolta del mundo, con la mitad de consumo de combustible que el Lockheed P-38 o el Republic P-47, y mayor capacidad de combate que ningún otro, a pesar de que el P-47 tenía ocho ametralladoras. Pero en EE UU se había iniciado tiempo atrás la producción en serie de un nuevo caza, el Fisher XP-75, para las tareas específicas de escolta de largo alcance.

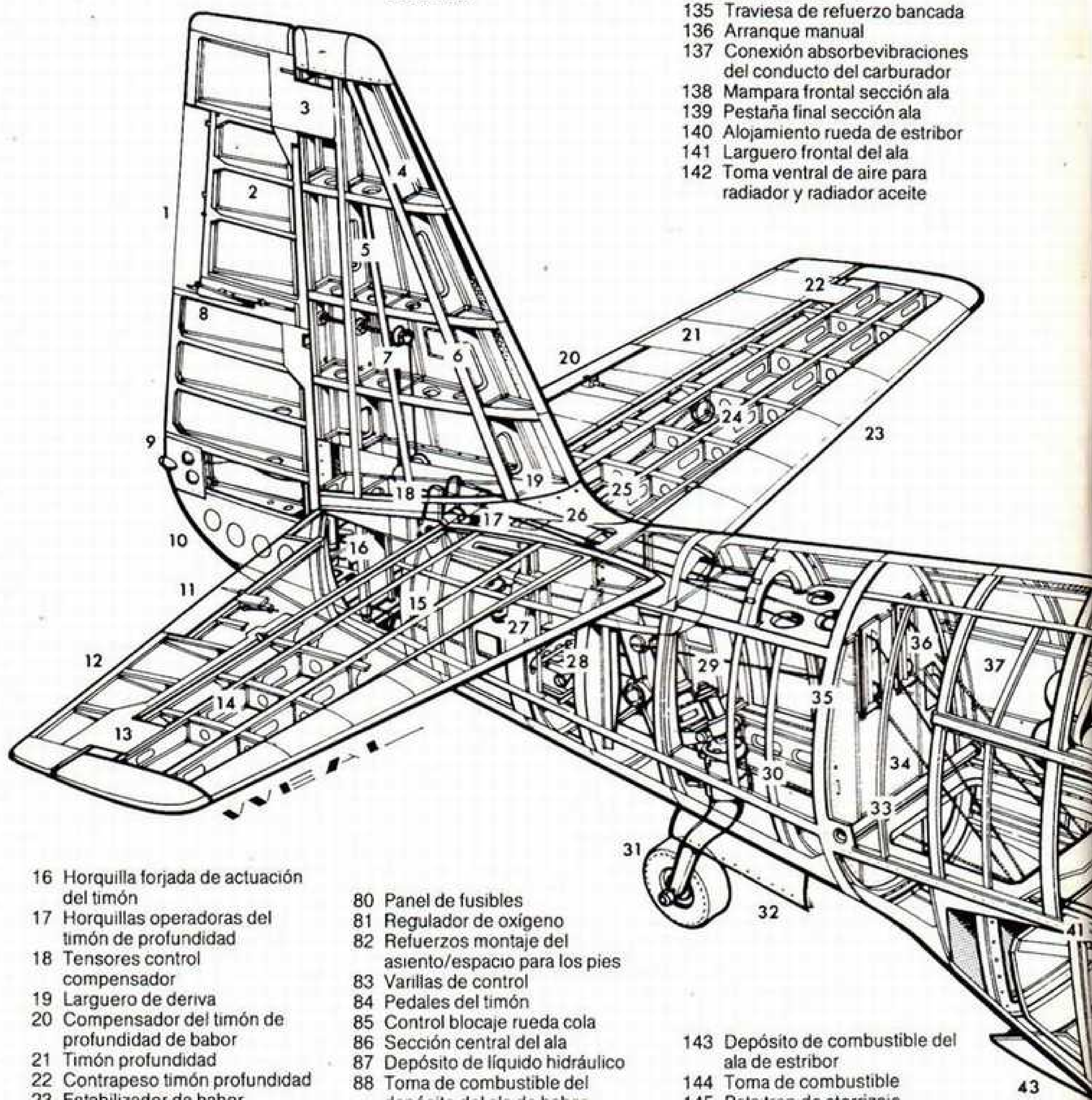
El coronel Mark Bradley, luego general, probó el XP-75 y quedó muy preocupado. Había que encontrar alguna otra cosa, y pronto. Llamó al jefe de la NAA, «Dutch» Kindelberger, el hombre que había logrado convencer a los británicos para que construyeran el Mustang los primeros. Pidió que se instalara un gran depósito de 322 l detrás del asiento del piloto de un Merlin. Bradley sabía que ese depósito lleno de combustible haría muy problemática la estabilidad direccional, de modo que durante la primera o las dos primeras horas, el piloto debería concentrarse en mantener el vuelo en la dirección en que apuntaba el morro. Pasado este tiempo, el depósito extra quedaría vacío, y el piloto podría utilizar los habi-



Una foto clásica de los Mustang en vuelo sobre el NO de Europa. Los números de serie 413926, 413410 y 413568 son P-51D de construcción norteamericana (el primero lleva la pequeña aleta dorsal que se agregó después de comenzada la producción), y el número 2106811 es un P-51B con la cabina primitiva.

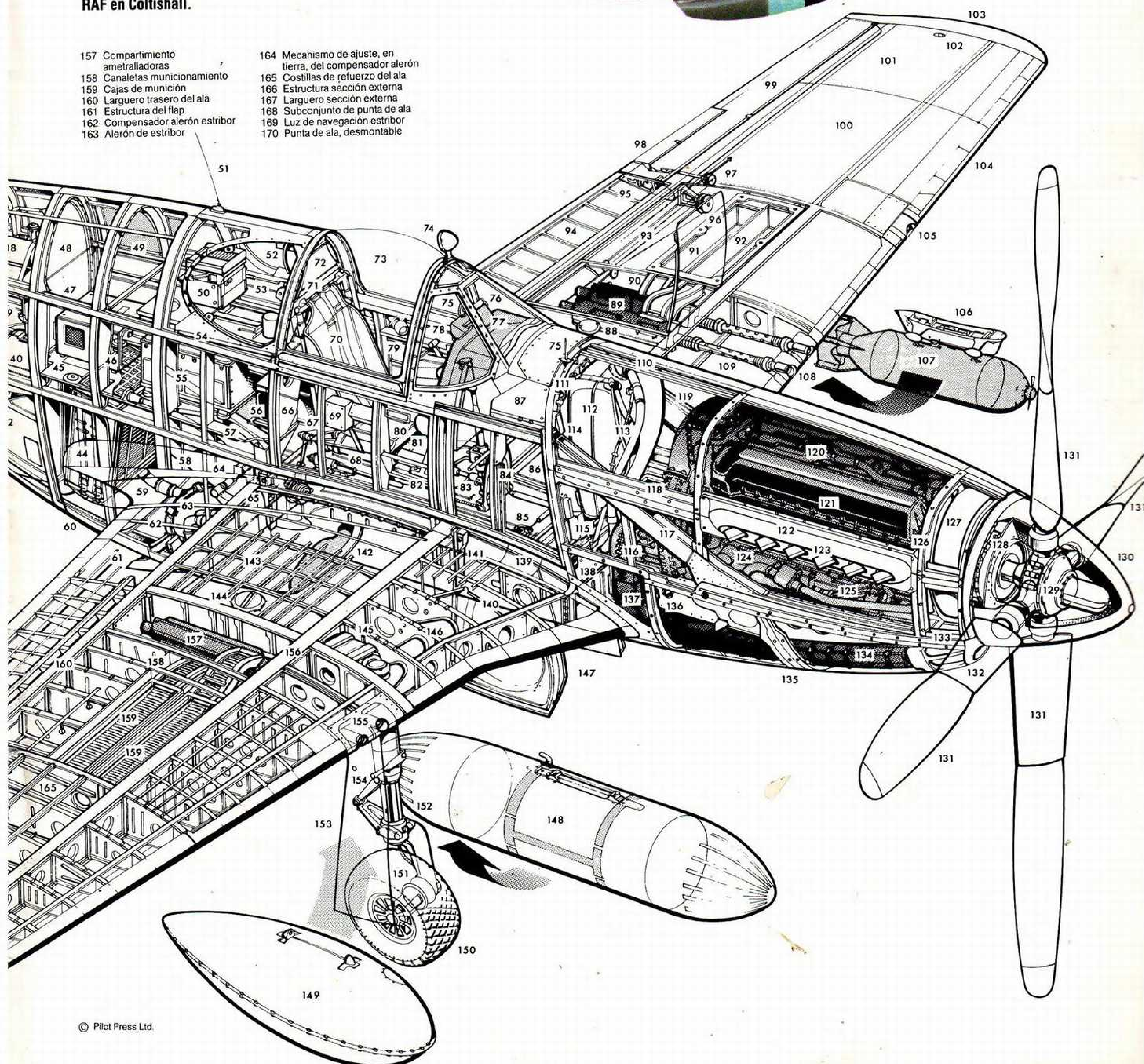
Vista interior del North American P-51 Mustang

1 Compensador de fibra fenólica
2 Estructura del timón (cubierta textil)
3 Contrapeso del timón
4 Viga frontal de la deriva
5 Estructura de la deriva
6 Panel de acceso
7 Rodillos actuadores de compensador del timón
8 Varillaje control compensador
9 Luz de navegación trasera
10 Sección inferior del timón
11 Compensador timón profundidad
12 Estructura timón profundidad
13 Contrapeso timón profundidad
14 Estructura del estabilizador
15 Escuadra reforzada
16 Horquilla forjada de actuación del timón
17 Horquillas operadoras del timón de profundidad
18 Tensores control compensador
19 Larguero de deriva
20 Compensador del timón de profundidad de babor
21 Timón profundidad
22 Contrapeso timón profundidad
23 Estabilizador de babor
24 Rodillos control compensador
25 Carenaje unión de la deriva
26 Cables timón de profundidad
27 Paneles de acceso de los controles de compensadores
28 Mecanismo orientable de la rueda de cola
29 Rueda de cola
30 Conjunto de amortiguación de la rueda de cola
31 Rueda de cola
32 Puertas alojamiento rueda
33 Tubo de elevación
34 Cuaderna trasera del fuselaje
35 Punto desmontaje del fuselaje
36 Poleas de refuerzo de los cables de control
37 Estructura del fuselaje
38 Botellas de oxígeno
39 Mecanismo de actuación flap salida de aire refrigeración
40 Cables del timón
41 Larguero inferior fuselaje
42 Túnel trasero
43 Flap salida de aire refrigeración
44 Radiador
45 Repisa del equipo de radio
46 Plaqueta suministro de fuerza
47 Larguero superior fuselaje
48 Mampara posterior del compartimiento de radio
49 Largueríllos del fuselaje
50 Transmisor-receptor de radio SCR-695
51 Antena
52 Caja de conexiones
53 Vidriera trasera de la cabina
54 Carril cubierta deslizable
55 Transmisor-receptor de radio SCR-552
56 Instalación de baterías
57 Tuberías de refrigeración del radiador y del sobrecompresor
58 Conducto aire radiador
59 Tubería del radiador
60 Cubierta de acceso radiador ventral de refrigeración
61 Portezuela toma de aire del radiador de aceite
62 Radiador de aceite
63 Tuberías de aceite
64 Varillas de control del flap
65 Larguero trasero del ala
66 Estructura barra antivuelco
67 Varillas de control alerón
68 Bomba hidráulica manual
69 Cajas de conmutadores radio
70 Asiento del piloto
71 Armazón suspensión asiento
72 Apoyacabezas
73 Cubierta de visión total deslizable hacia atrás
74 Espejo retrovisor externo
75 Mira óptica de puntería
76 Parabrisas a prueba de balas
77 Mira giroscópica
78 Palancas de control del motor
79 Tubo de descarga de la pistola de señales
80 Panel de fusibles
81 Regulador de oxígeno
82 Refuerzos montaje del asiento/espacio para los pies
83 Varillas de control
84 Pedales del timón
85 Control blocaje rueda cola
86 Sección central del ala
87 Depósito de líquido hidráulico
88 Toma de combustible del depósito del ala de babor
89 Ametralladoras Browning 12,7 mm de babor
90 Canaletas municionamiento
91 Compuerta acceso compartimiento de munición
92 Alojamientos de la munición
93 Cables control alerones
94 Revestimiento inferior flap
95 Perfil del alerón (diafragma de balance aerodinámico interno)
96 Polea de control del alerón y refuerzo del montaje
97 Polea de control del compensador del alerón
98 Alerón plástico (compensador en fibra fenólica)
99 Conjunto de alerón de babor
100 Revestimiento del ala
101 Subconjunto externo de ala
102 Luz de navegación de babor
103 Punta de ala de babor
104 Revestimiento borde de ataque
105 Luces de aterrizaje
106 Soporte armamento
107 Bomba de 227 kg
108 Ametralladoras de babor
109 Cañones de ametralladoras
110 Paneles desmontables capó
111 Mampara cortafuegos/blindaje
112 Depósito de aceite
113 Tuberías de aceite
114 Larguero superior/Bancada del motor
115 Abrazaderas metálicas de retención del tanque de aceite
116 Carburador
117 Montante del conjunto motor
118 Estructura de paneles capó
119 Enfriador trasero del motor
120 Mandos del motor
121 Motor Packard V-1650 (R. R Merlin) 12 cilindros y 1 520 hp, refrigerado por líquido
122 Panel de carenado escapes
123 Escapes
124 Magneto
125 Tuberías del refrigerador
126 Estructura delantera del capó
127 Depósito del refrigerador
128 Placa de blindaje
129 Cubo de las hélices
130 Cono de la hélice
131 Hélice Hamilton Standard Hydromatic
132 Toma de aire del carburador
133 Bancada delantera del motor
134 Conducto de aire
135 Traviesa de refuerzo bancada
136 Arranque manual
137 Conexión absorbevibraciones del conducto del carburador
138 Mampara frontal sección ala
139 Pestaña final sección ala
140 Alojamiento rueda de estribor
141 Larguero frontal del ala
142 Toma ventral de aire para radiador y radiador aceite
143 Depósito de combustible del ala de estribor
144 Toma de combustible
145 Pata tren de aterrizaje
146 Costillas preformadas para alojamiento tren de aterrizaje
147 Compuertas de carenaje del tren de aterrizaje
148 Depósito auxiliar combustible (de plástico o papel prensado) capacidad 409 l
149 Depósito auxiliar combustible (metal) capacidad 284 l
150 Rueda principal de cubierta
151 Horquilla del eje
152 Agarraderas de arrastre
153 Carena del tren de aterrizaje
154 Amortiguador
155 Apagallamas
156 Larguero frontal del ala



He aquí una de las típicas variantes iniciales con motor Merlin. El «Dorothy II» era un P-51B del 318.° Squadron, 325 Group de caza, de la 15.ª Fuerza aérea que prestó servicios en Italia en 1944.

El FB223 fue uno de los trescientos P-51B y C Mustang (FB100-399) enviados a Gran Bretaña en virtud de la Ley de préstamo y arriendo. En 1943 se les instaló la cubierta Malcolm, que proporcionó una excelente visibilidad. Este avión tuvo una brillante carrera con el 316.° Squadron (Polaco) de la RAF en Coltishall.


North American P-51 D Mustang

Especificaciones técnicas

Tipo: caza-bombardero monoplaza
Planta motriz: 1 Packard V-1650-7 de 1 590 hp (Merlin)
Prestaciones: velocidad máxima en configuración limpia 703 km/h; ascenso inicial 1 060 m/min; radio de acción con carga máxima de combustible 2 092 km/h
Pesos: vacío 3 230 kg; cargado 5 265 kg
Dimensiones: envergadura 11,29 m; longitud 9,84 m; altura 4,1 m; superficie alar 21,83 m²
Armamento: 6 ametralladoras de 12,7 mm; provisión para 2 bombas de 227 kg; 8 cohetes u otras cargas subalares, en el lugar de los depósitos lanzables de combustible





Aunque sólo prestó servicios en los últimos 18 meses de la II Guerra Mundial, el P-51D (y el P-51K, básicamente igual al anterior aunque con diferente hélice) acaparó prácticamente todo el interés por el Mustang y fue el modelo del que se produjeron la mayoría de las 15 586 unidades fabricadas en total. Este avión, el 1944-13926 de la USAF, sirvió en el 361.° Group de cazas de la 8.ª Fuerza aérea en Bottisham (Inglaterra), y a finales de 1944 en Saint-Dizier (Francia).



tuales 700 l de las alas y olvidarse por completo de los problemas de estabilidad. Con dos depósitos de 284 l suspendidos bajo las alas, el Mustang a duras penas conseguiría mantenerse en el aire, pero con 1 586 l podría ir bastante más lejos. Rápidamente la NAA colocó el depósito extra, y Bradley realizó una prueba. En el primer viaje voló a Albuquerque, circunvoló la ciudad y regresó; ¡exactamente la misma distancia que entre Inglaterra y Berlín!

La posibilidad de tener bajo la potencia de fuego de los cazas cualquier lugar de Europa era algo que pocos meses antes parecía inalcanzable. Significaba realmente, como dijo Goering, que Alemania había perdido la guerra. Tal fue la rapidez con que se construyó el P-51, que en 1944 había más de 9 000 aparatos en unidades de combate, 1 337 de los cuales eran P-51K de Dallas con hélice diferente. Los Mustang dominaron el cielo no sólo en el noroeste de Europa y en el este, a través de los ejércitos rusos que avanzaban, sino también en el norte de Italia —donde, entre muchas otras hazañas, destruyeron el dique de Pescara— y en el escenario del Pacífico.

Orgullo de la Octava Fuerza aérea

Los únicos aviones que quedaban fuera del alcance del Mustang eran los nuevos jets alemanes, y aun con ellos el Mustang tuvo más exito que cualquier otro avión de combate de los aliados. El 7 octubre 1944, el teniente Urban L. Drew, del 361.° Group, sorprendió a dos Messerschmitt Me 262 cuando despegaban, y los abatió. El 25 febrero 1945, los Mustang del 55.° Group hicieron lo mismo con todo un escuadrón de Me 262 y destruyeron seis aparatos. Casi no pasaba día sin alguna hazaña de los Mustang. Al menos en tres ocasiones, dos a cargo de la 8.ª Fuerza aérea norteamericana y una por parte del célebre comandante del 315.° Squadron (Polaco) de la RAF, los Mustang aterrizaron en territorio enemigo, recogieron un camarada que había sido abatido y regresaron a la base con un piloto sentado sobre el otro.

Los Mustang más numerosos fueron, con mucho, los P-51D y los P-51K, y aunque no entraron realmente en acción hasta 1944, los modelos con motor Merlin llegaron a sumar 13 600 unidades sobre una producción total de 15 586 de todos los tipos. En ese impresionante total se incluyen 266 unidades del P-51D, construido bajo licencia por la Commonwealth Aircraft de Melbourne.

Hacia 1944, el principal esfuerzo de la NAA para el desarrollo del Mustang se realizó en dos frentes. El esfuerzo más importante estribó en aligerar el Mustang, pero una variante totalmente distinta fue el insólito NA-120, el Mustang Gemelo. Probado primero como XP-82 en abril 1945, el Mustang Gemelo comprendía dos fuselajes de Mustang alargados y unidos por una nueva sección central rectangular del ala y por un plano de cola. Las hélices giraban en direcciones opuestas; el tren de aterrizaje era enteramente nuevo, con una pata debajo de cada fuselaje, replegables hacia adentro. La producción del Mustang Gemelo se sitúa ya en la posguerra; en 1947 recibió la denominación de F-82. Tenía las características de un caza nocturno fuertemente armado, con un radar SCR-720 o APS-4 en un gran contenedor en la línea central. Los Mustang Gemelos, con motores Allison, prestaron servicio en Corea; la primera de sus numerosas victorias —sobre todo en misiones nocturnas— fue también la primera que se acreditaron las Fuerzas aéreas de EE UU.

El Mustang es el avión de la II Guerra Mundial de más amplia utilización en carreras aéreas de clase Open. Típico de esta rama especial es el «Miss Suzie Q», con una línea prácticamente inalterada, pero con el motor considerablemente modificado para generar gran potencia en un tiempo relativamente corto.

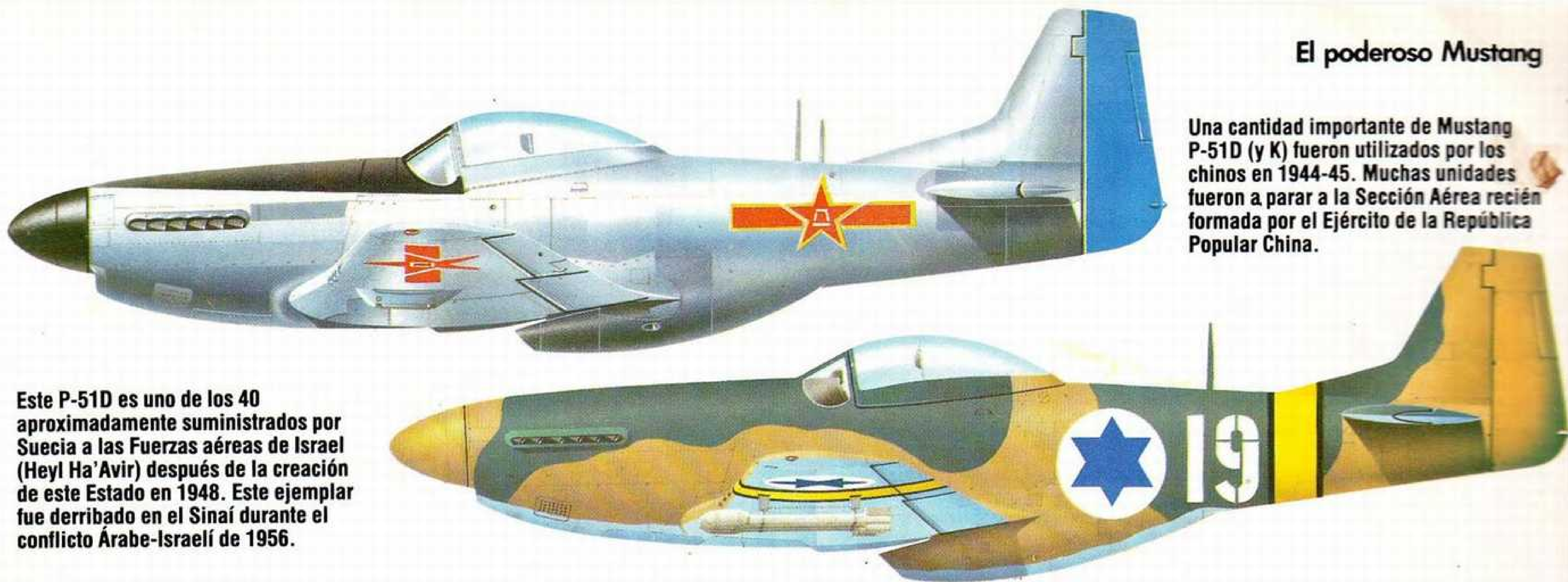
Desarrollo de posguerra

Por lo que se refiere a los Mustang ligeros, la serie empezó con el XP-51F y el XP-51G, derivó luego al XP-51J con motor Allison, e incluyó asimismo la producción de 555 unidades de un total previsto de 4 100 del modelo P-51H, el más veloz de los cazas de la II Guerra Mundial (a excepción de los jets alemanes), con una velocidad de 748 km/h. A pesar de que tenían ametralladoras de 12,7 mm, su estructura pesaba casi 500 kg menos que la del P-51D y su capacidad interna de combustible era considerablemente mayor que la de este último. El P-51H entró en acción en el Pacífico en el verano de 1945.

Sorprendentemente, no fue el P-51H, sino los modelos P-51D y P-51K de producción masiva, los más solicitados por las fuerzas aéreas de todo el mundo en el período inmediatamente posterior a la terminación de la guerra; el Mustang fue entonces probablemente el avión de combate de más amplia utilización en el mundo. En vez de confeccionar una lista de usuarios, sería más fácil mencionar los pocos países que no tuvieron al menos un escuadrón de P-51D o P-51K. Muchos actuaron en Corea, y otros fueron remodelados por diversas compañías con dos asientos en tándem, para enlaces



El Cavalier Mustang fue una derivación del P-51D realizada a mediados de los años sesenta. Fue equipado con la aleta más alta propia del P-51H, el motor V-1650-7 y un ala reforzada capaz de llevar dos bombas de 454 kg y seis cohetes de 12,7 cm HVAR *(High-Velocity Aircraft Rockets)*.



Una cantidad importante de Mustang P-51D (y K) fueron utilizados por los chinos en 1944-45. Muchas unidades fueron a parar a la Sección Aérea recién formada por el Ejército de la República Popular China.

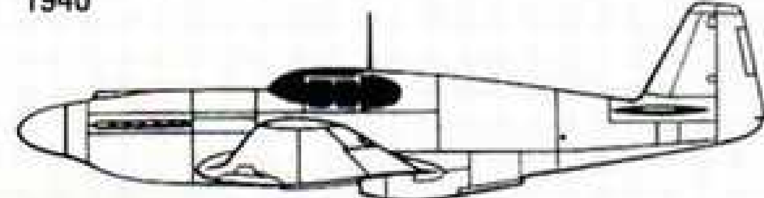
Este P-51D es uno de los 40 aproximadamente suministrados por Suecia a las Fuerzas aéreas de Israel (Heyl Ha'Avir) después de la creación de este Estado en 1948. Este ejemplar fue derribado en el Sinaí durante el conflicto Árabe-Israelí de 1956.

especiales o como biplaza de entrenamiento. Otros, después de sufrir diversas modificaciones, se convirtieron en aviones deportivos; una de las variantes más veloces fue la que reemplazó el radiador normal por largos contenedores de radiador en los extremos de las alas. Una modificación similar se experimentó por las Fuerzas aéreas norteamericanas, al dotar a un Mustang de dos grandes reactores en los extremos de las alas, con lo que pasó fácilmente de los 800 km/h.

En la década de los cincuenta, la Trans-Florida Aviation comercializó un modelo biplaza ejecutivo, cuyo éxito dio lugar no sólo a una larga serie de Mustang remodelados, sino también a otros completamente nuevos, que produjo la Cavalier Aircraft en los años sesenta. Como no llevaban armamento, la mayoría de los Cavalier disponían de mayor capacidad de combustible que los Mustang de combate; en 1961 se podía comprar por 32 500 dólares una variante biplaza, con aviónica completa de aerolínea y depósitos de 416 l en los extremos de las alas, especialmente reforzadas para la acrobacia. A finales de los sesenta, la serie de los nuevos Mustang incluía diversos modelos antiguerrilla y de control aéreo avanzado para las Fuerzas aéreas de EE UU, así como los estilizados Turbo Mustang con turbohélice Rolls-Royce Dart. De este último surgieron los Piper Enforcer de 1971; y quien piense que seguramente en esa época el Mustang estaba ya obsoleto, debería reflexionar sobre el hecho de que las Fuerzas aéreas norteamericanas estaban estudiando de nuevo las posibilidades del Enforcer como avión de ataque ligero ¡en el año 1980!

Variantes del N.A. P-51 Mustang

NA 73X (Prototipo): motor Allison V-1710-39 de 1 100 hp. Preparado para cuatro ametralladoras de 12,70 mm y cuatro de 7,62 mm, sin instalar. Número de registro civil EE UU NX19998, pero voló sin distintivos, salvo el de rigor del Ejército de EE UU en el timón, el 26 octubre 1940



NA 73X

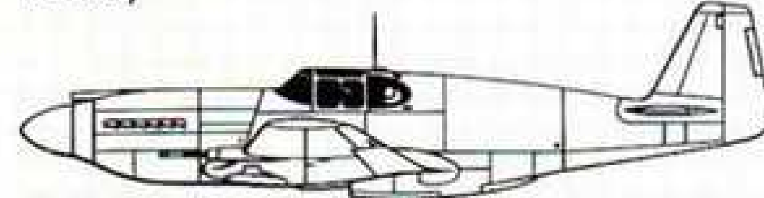
NA 73 Mustang I: la primera serie fue de 320 aparatos. V-1710-F3R de 1 150 hp (designación para exportación V-1710-39). Cuatro ametralladoras de 12,70 mm y cuatro de 7,62 mm; equipado en Gran Bretaña con cámaras verticales y oblicuas para misiones de reconocimiento fotográfico. El primer avión (serie AG345 de la RAF) voló el 1 mayo 1941

NA 73 XP-51: cuarto y décimo prototipos, números 41-038, -039 del Army Air Corps de EE UU

NA 83 Mustang I: segunda serie de 300 unidades; cambios secundarios Series AL958/AM257 y AP164/AP263 de la RAF El AL975/G se convirtió en prototipo Merlin-Mustang (Merlin 61), y los AM121, 203 y 208 en Mustang X (Merlin 65); el AM106/G fue equipado con dos cañones Vickers S de 40 mm

NA 91 Mustang IA/P-51: producidos, en virtud de la Ley de préstamo y arriendo, 150 para la RAF con cuatro ametralladoras de 20 mm. Sólo se entregaron 93 (series FD438/509); el resto quedó en EE UU después de Pearl Harbor, con camuflaje de la RAF (series FD418/567) e insignia de EE UU. Luego se convirtieron 57 aparatos en aviones de reconocimiento (F-6A, P-51-1)

NA 97A-36: bombardero en picado, motor V-1719-87 de 1 325 hp. Seis ametralladoras de 12,70 mm, dos bombas de 227 kg; frenos de picado montados en las alas (que luego se revelaron inútiles). El primero de un total de 500 voló en setiembre 1942 con los números 42-83663/84162 de la USAF (el 83685 pasó a la RAF como EW998)



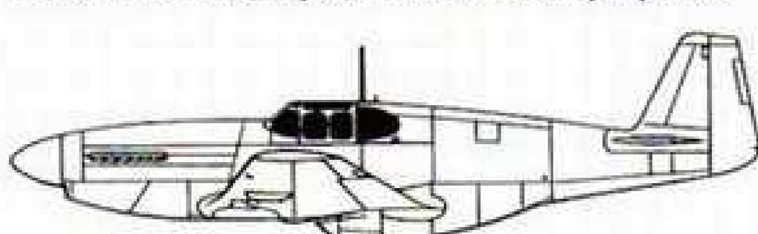
P-51 Mustang IA

NA 99 P-51A: caza bombardero multi-misiones, con motor V-1710-81 de 1 200 hp (exportación V-1710-F20R). Cuatro ametralladoras de 12,70 mm en las alas (no así bajo el motor), dos afustes alares para bombas de hasta 227 kg o depósitos lanzables de hasta 500 l no tiene frenos de picado. De 310 numerados como 43-6003-6212 de la USAF, 50 fueron a manos de la RAF (FR890/939) para reemplazar a los NA 91, que EE UU retenía para convertir en F-6A; 35 P-51A de la USAF fueron modificados para convertirse en F-6B

NA 101 XP-51B: versión del P-51A con motor V-1650-3, de 1 450 hp. La NAA fabricó para la USAF dos aviones (41-37352, 37421) Se eliminaron las ametralladoras

NA 102 P-51B: NA 101 de serie a los que se acopló un motor V-1650-3, y con cuatro ametralladoras de 12,70 mm en las alas; se fabricaron 400 en Inglewood, en 1943 (numeración USAF a partir del 42-106429)

NA 103 P-51C: igual al NA 102, pero construido en la nueva planta de Dallas como P-51C-1-NT, y series sucesivas; se construyeron en total 1 350 ejemplares.



P-51 B, C

NA 104 P-51B: con afustes alares para 450 kg, y a partir del *P-51B-7*, con depósito de fuselaje de 320 l; producción total, 1 588 unidades, incluidos 25 Mustang III de la RAF (FB/100/124)

NA 105: siete aviones experimentales con células totalmente rediseñadas a fin de reducir el peso e incrementar el rendimiento, construidos en 1944. Los cinco primeros se diseñaron para el V-1650-3; los tres primeros fueron equipados en realidad con el V-1650-7 de 1 695 hp, y cuatro ametralladoras (USAF XP-51F, 43-43332/43334; uno cedido a la RAF como FR409); el otro par tenía seis ametralladoras, más capacidad de combustible, motor RR-Merlin 145M de 1 910 hp y



P-51 F

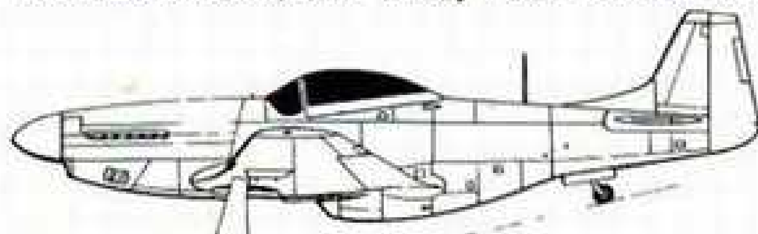
hélices inglesas de cinco palas (USAF XP-51G, 43-43335/43336; uno a la RAF como FR410); en las dos últimas células se acoplaron motores Allison V-1710-119 de 1 720 hp, y se denominaron XP-51J (44-76027/76028)

NA 106: los dos primeros prototipos de **P-51D**, con seis ametralladoras alares, fuselaje de cola recortado y cubierta de cabina deslizable tipo lágrima; tomados de la serie P-51B-10-NA (Inglewood) (USAF 42-106539/106540)

NA 109: primer pedido, en serie del **P-51D**; 2 500 aviones con motor V-1650-7 de 1 695 hp, 6 ametralladoras, y a partir del D-5, con aleta dorsal agregada. Algunos de los primeros aviones conservaron la cabina primitiva y el motor Dash-3, modificado más tarde; y todos incorporaron el depósito de 320 l en la parte trasera del fuselaje.

NA 110 P-51D: 100 aparatos enviados en piezas para su montaje en la CAC, Melbourne, y que adoptaron diversas designaciones australianas.

NA 111: cubrió 3 lotes de P-51C, D y K, todos de Dallas: 400 P-51C, incluidos 275 Mustang III para la RAF (FB125/399) equipados en Gran Bretaña, con cubierta deslizable Malcolm; 600 P-51D; y 1 500 P-51K, similares



P-51 D, K

a los D pero con hélice Aeroproducts (594 a la RAF como Mustang IVA, a partir del KH671)

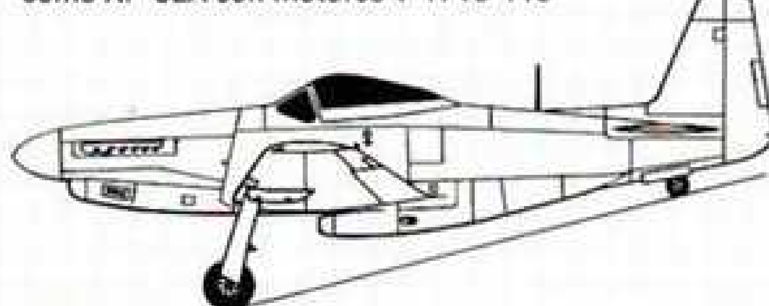
NA 122 P-51D: 4 000 aviones en total, fabricados en Inglewood

NA 124 P-51D: 2 000 unidades de Dallas, que debido al final de la guerra se redujeron a 1 000, más un ejemplar P-51M (proyectado como primero de una gran serie) con motor Dash-9A

NA 126 P-51H: producción derivada del NA 105, que inicia la rama de los Mustang ligeros; con 6 ametralladoras y motor V-1650-9A, que da 1 380 hp en el despegue y 2 218 hp con inyección de agua para permitirle combatir a mayor altura; serie prevista de 2 400 en Inglewood, cancelada al terminar la guerra cuando estaban terminados 555 (USAF 44-64160/64714). La RAF utilizó 281 P-51D de diversas series como Mustang IV (RAF KH641 en adelante); las variantes sin armas para reconocimiento fotográfico incluyeron **F-6B** (35 ex-P-51A), **F-6C** (71 ex-P-51B y 20ex-P-51C), **F-6D** (146 ex-P-51D, Dallas) y **F-6K** (163 ex-P-51K)

Mustang Gemelos

NA 120: 2 prototipos con motor V-1650-23/25 (Merlin); USAF XP-82 (44-83886/83887); el n.° 3 se construyó como XP-82A con motores V-1710-119



P-51 H

NA 123: versión de producción del NA 120; sobre un pedido inicial de 500 como **P-82B**, se anuló el encargo de 480 (20 se entregaron como 44-65160/65179); el número 10 fue modificado como caza nocturno **P-82C** con radar SCR-720 en contenedor externo; el número 11, como **P-82D** con radar APS-4

NA 144: primer encargo de posguerra, 100 **P-82E** (más tarde F-82E) de escolta con capacidad de ataque;



F-82 G del 347 ° Group de caza

motores V-1710-143/145 con 1 600 hp, carga de 1 800 kg bombas/cohetes; sin radar

NA 149 P-82F: (F-82F) caza nocturno, 100 con radar APS-4

NA 150 P-82G: (F-82G) caza nocturno, 50 con radar SCR-720. A un total de 14 F-82F y G se les designó como F-82H después de ser acondicionados para el servicio en Alaska

Variantes de posguerra

F-51D, H y K: designaciones de los P-51D, H y K que seguían activos en 1951

RF-51D, RF-51K: designaciones posteriores a 1951 del F-6D y F-6K

TRF-51D: modificación biplaza del RF-51D (hubo durante la guerra varias modificaciones biplazas, algunas efectuadas por unidades de campaña; pero la serie TP-51D, 10 aviones, fue remodelada por la NAA)

TP-51D: designación de posguerra de: a) P-51D remodelados por Temco Aircraft como aviones de entrenamiento de doble mando, muchos de ellos con el alto empenaje vertical del P-51H; y b) monoplazas P-51D utilizados por la ANG para entrenamiento

Cavalier Mustang: en 1954 la Trans-Florida Aviation comercializó como Cavalier 2 000 un biplaza civil «ejecutivo» y de enlace, remodelado a partir del F-51D. La compañía cambió su nombre por el de Cavalier Aircraft y a partir de 1961 ofrecía una gama que incluía el Modelo 750, el Modelo 1 200 con 182 l extra en cada ala, el Modelo 1 500 con 238 l extra en cada ala, el Modelo 2 000 con depósitos de punta de ala de 416 l, y el Modelo 2 500, igual al 2 000 con 225 l extra en cada ala. Tras el Cavalier apareció en 1967 un avión militar remodelado a partir del F-51D con motor Merlin 620 civil, depósito de punta de ala y seis u ocho afustes alares. El Cavalier F-51D fue un biplaza remodelado con la cola vertical del F-51H, motor Dash-7, 6 ametralladoras y 8 afustes. El asiento trasero era normalmente para el observador, pero un modelo, el TF-51D, tenía doble mando. La mayoría fueron suministrados a Fuerzas aéreas sudamericanas; dos fueron usados por el Ejército de EE UU.



Un Cavalier civil con un F-51 D (también Cavalier)

Cavalier Turbo Mustang III: prototipo monoplaza con célula optimizada para velocidades mayores, fuselaje más largo, motor Rolls-Royce Dart 510 de 1 740 hp y hélice Rotol. Registro civil N6167U



Turbo Mustang III

Piper Enforcer: segundo y tercer Turbo Mustang III adaptados por la Piper Aircraft y completados en diferentes modelos con turbohélice Lycoming T55-L-9 de 2 535 hp en morro más corto, con tubo de escape en el lado izquierdo; sólo el segundo avión fue biplaza; diez soportes alares, depósitos de punta de ala y una gran aleta posterior ventral delante de la rueda de cola. El primero se estrelló en julio 1971; el segundo fue seleccionado por la USAF como avión Co-In



Piper Enforcer (monoplaza)

A-Z de la Aviación

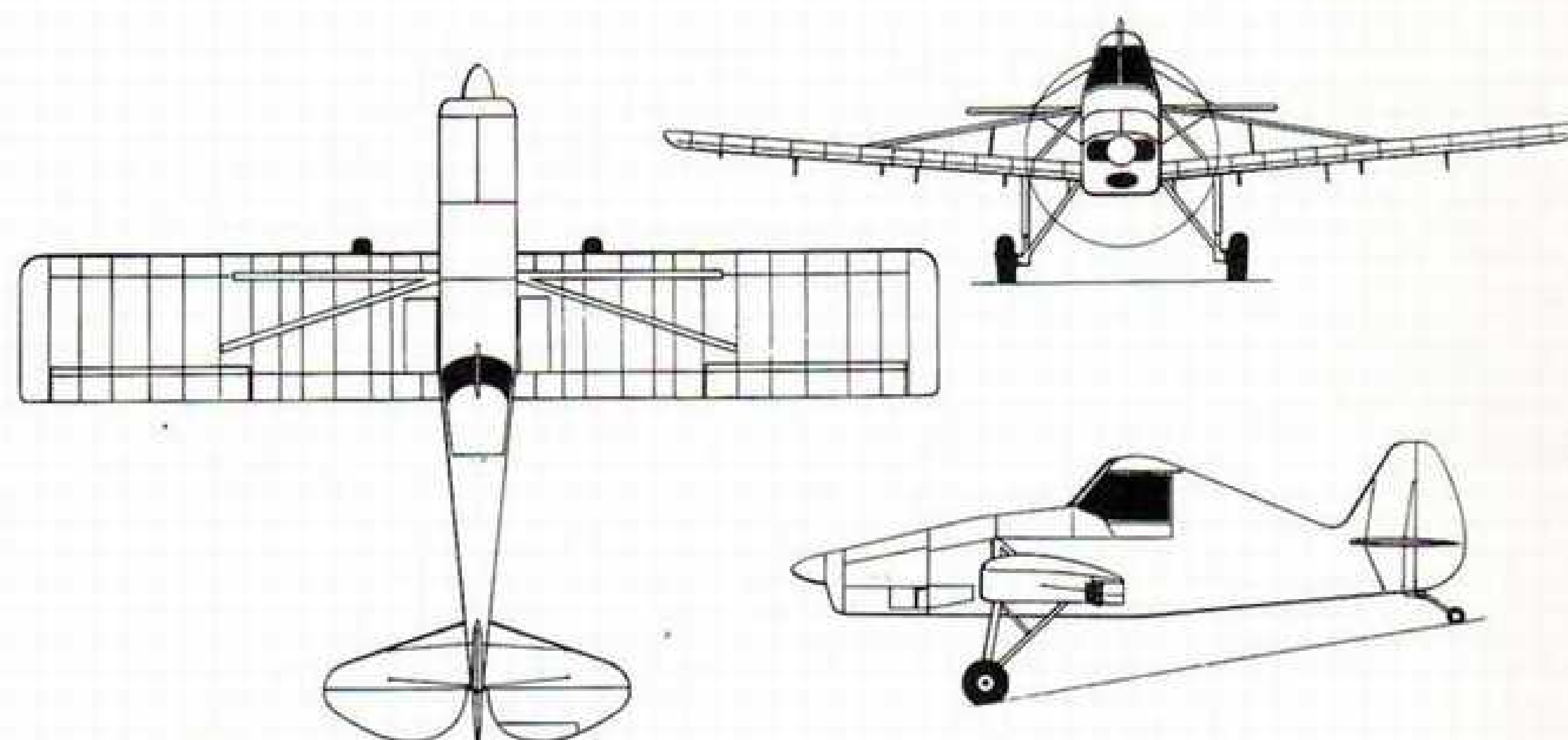
AAMSA A9B-M Quail

Historia y notas

En 1971, como resultado de un acuerdo entre Industrias Unidas SA de México y Rockwell International Corporation de EE UU se constituyó la compañía conocida como Aeronáutica Agrícola Mexicana SA (AAMSA), para tomar de manos del Rockwell's Commercial Products Group la construcción de los aviones para uso agrícola **Aero Commander, Quail Commander** y **Sparrow Commander**. Hacia 1975, año en que terminó la construcción del Sparrow Commander, sólo se habían fabricado pocos ejemplares, pero la producción del Quail Commander, ahora designado como **A9B-M Quail**, realizó firmes progresos. Durante el año 1980 se fabricaron unos 40 ejemplares para satisfacer pedidos pendientes, y se proyectó fabricar 80 en 1981.

El Quail, un monoplano de alas bajas arriostradas y construcción mixta, tiene alas de estructura de vigas de madera, con los bordes de ataque revestidos de metal, y el resto de la estructura con cubierta textil. El fuselaje y la cola son de estructuras tubulares de acero recubiertas en tela. El tren de aterrizaje, no replegable, tiene fuertes amortiguadores de muelle que le permiten operar en terreno áspero. La planta motriz consta de un motor Avco Lycoming de seis cilindros, con hélice de paso fijo u opcionalmente de paso variable. Habitualmente dispone de un tanque alimentador químico de fibra de vidrio/poliester de 0,64 m^3; en su lugar puede llevar otros sistemas de rociadores o fumigadores.

Los componentes del AAMSA Quail se fabrican en México, y el montaje y comercialización corren a cargo de la empresa asociada Aircraft Parts and Development Corporation, en Laredo, Texas. Se trata de un modelo que reúne las que se ha dado en considerar características deseables para el avión agrícola: una cabina cerrada y cómoda, con una robusta estructura antivuelco de tubos de acero para protección del piloto; cizallas en el tren de aterrizaje y parabrisas; un deflector de cables entre la cubierta del piloto y la aleta de cola, y equipos para comunicaciones electrónicas.



AAMSA A9B-M Quail.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión agrícola monoplaza
Planta motriz: un motor de seis cilindros y 300 hp Avco Lycoming IO-540-K1A5
Prestaciones: velocidad máxima 193 km/h a nivel del mar; velocidad de operación normal 145-160 km/h; techo de servicio 4 875 m; autonomía 480 km
Pesos: vacío 816 kg; máximo en despegue 1 724 kg
Dimensiones: envergadura 15,76 m; longitud 10,89 m; altura 3,48 m; superficie alar 16,91 m^2

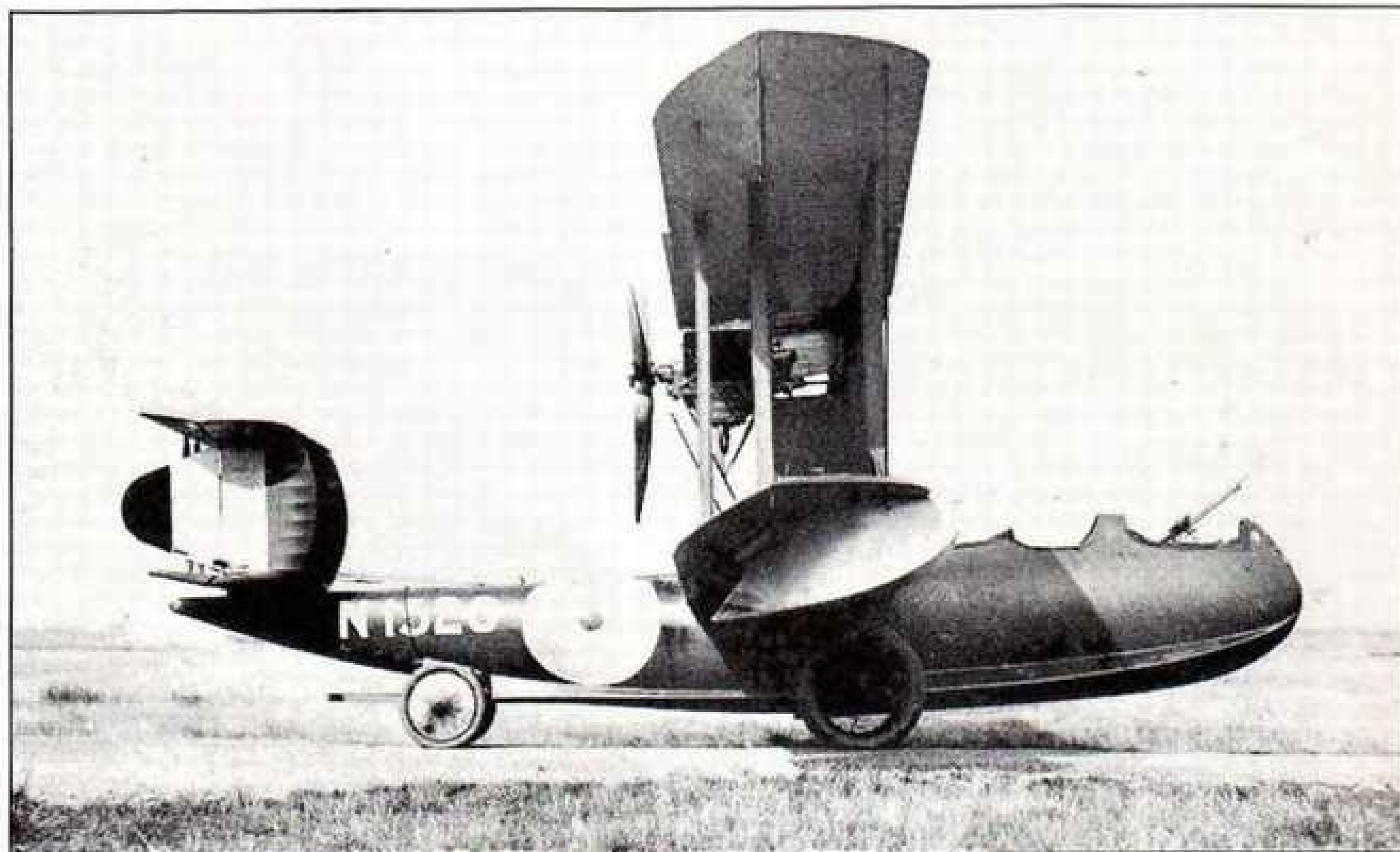
A. D. Flying Boat

Historia y notas

Proyectada en otoño 1915 por el Departamento del Aire del Almirantazgo británico, lo que explica su designación **A.D.** (Air Department), esta hidrocanoa biplaza monomotor debía servir en funciones de patrullaje y reconocimiento. La construcción de dos prototipos comenzó a finales de 1915, y la fábrica May, Harden & May de Southampton se encargó de la construcción del primer casco. La estructura monocoque de madera tenía una superficie de acabado extraordinariamente liso, y uno de los primeros cascos fue diseñado por el teniente Linton Hope, que sería más tarde miembro del equipo de diseño del Air Department, y muy conocido como especialista en diseño y construcción de hidrocanoas.

El acabado del primer prototipo tuvo lugar en Southampton a cargo de Pamberton-Billing Ltd. (más adelante Supermarine Aviation Works Ltd.), compañía que construyó el segundo prototipo y los 27 aviones de serie que le siguieron. Los dos planos arriostrados eran de envergadura desigual, las alas podían plegarse hacia adelante para el embarque, y la unidad de cola biplana y arriostrada incorporaba timones de profundidad y deriva dobles. El primer prototipo contaba inicialmente con un motor Hispano-Suiza de 200 hp, con hélice propulsora de cuatro palas. La primera prueba mostró que la hidrocanoa tenía dificultades en el agua, pero una vez en el aire se comportaba bastante bien. Como sucedió con muchos aviones de la I Guerra Mundial, las prestaciones de los A.D. se vieron limitadas por la poca disponibilidad de plantas motrices; aunque se mejoró su comportamiento en el agua, los 27 ejemplares producidos fueron declarados obsoletos a fines de 1918, sin haber llegado a prestar ningún servicio importante.

Diecinueve de estas hidrocanoas fueron adquiridas otra vez por Supermarine poco después de la guerra, y con la instalación de motores Beardmore de 160 hp se reconvirtieron para uso civil bajo la denominación **Supermarine Channel I**; a los **Channel II** se les equipó con un motor Siddeley Puma de 240 hp. Con acomodación para el piloto y tres pasajeros en tres cabinas abiertas, fueron utilizados ampliamente no sólo en Gran Bretaña, sino también en Bermudas, Chile, Cuba, Japón, Nueva Zelanda, Noruega y Trinidad. Los siguientes detalles corresponden a la hidrocanoa A.D. de la Royal Navy.



La hidrocanoa A.D. se basaba en un excelente casco Linton Hope; sólo se construyeron un corto número de unidades que, al terminar la I Guerra Mundial, se destinaron a operaciones civiles.

Especificaciones técnicas

Tipo: hidrocanoa biplaza de patrulla y reconocimiento
Planta motriz: un motor de cilindros en línea Hispano Suiza de 200 hp
Prestaciones: velocidad máxima 160 km/h a 610 m de altura; velocidad de crucero 145 km/h a 3 050 m; techo de servicio 3 355 m; autonomía 4 h 30 min
Pesos: vacío 1 138 kg; máximo en despegue 1 618 kg
Dimensiones: envergadura plano superior 15,34 m; inferior 12,07 m; longitud 9,32 m; altura 3,99 m; superficie alar 44,50 m^2
Armamento: una ametralladora Lewis de 7,7 mm sobre montante móvil en el puesto de proa

AEG, series B, C y J

Historia y notas

La conocida compañía alemana Allgemeine Elektrizitäts Gesellschaft (AEG) constituyó en fecha temprana un departamento de aviación que diseñó y construyó su primer avión en 1910. Cuando estalló la I Guerra Mundial en 1914, la AEG se había establecido ya como fábrica de aviones, y pronto empezó a suministrar aviones militares para el ejército.

Para comenzar, en 1914 se adquirió para el servicio una cantidad reducida de aviones biplazas desarmados de reconocimiento. Designados **B.I.**, eran biplanos de tres secciones y envergadura desigual, y presentaban lo que habría de convertirse en forma normal de construcción de esta compañía. La estructura estaba formada casi enteramente por tubos de acero soldados; cada una de las alas tenía dos vigas tubulares de acero con costillas de madera que proporcionaban la necesaria línea aerodinámica antes de ser recubiertas en tela. El tren de aterrizaje con patín de cola incluía una característica inusitada: una rueda en el morro, debajo del motor, para proteger la hélice en caso de que el avión hocicara durante el aterrizaje. La instalación del motor era casi increíble por su falta de acabado; la mayor parte del motor Mercedes D.I de 100 hp quedaba al descubierto por encima del aerodinámico carenaje de proa. A cada lado del fuselaje se montaron grandes radiadores para enfriar el motor.

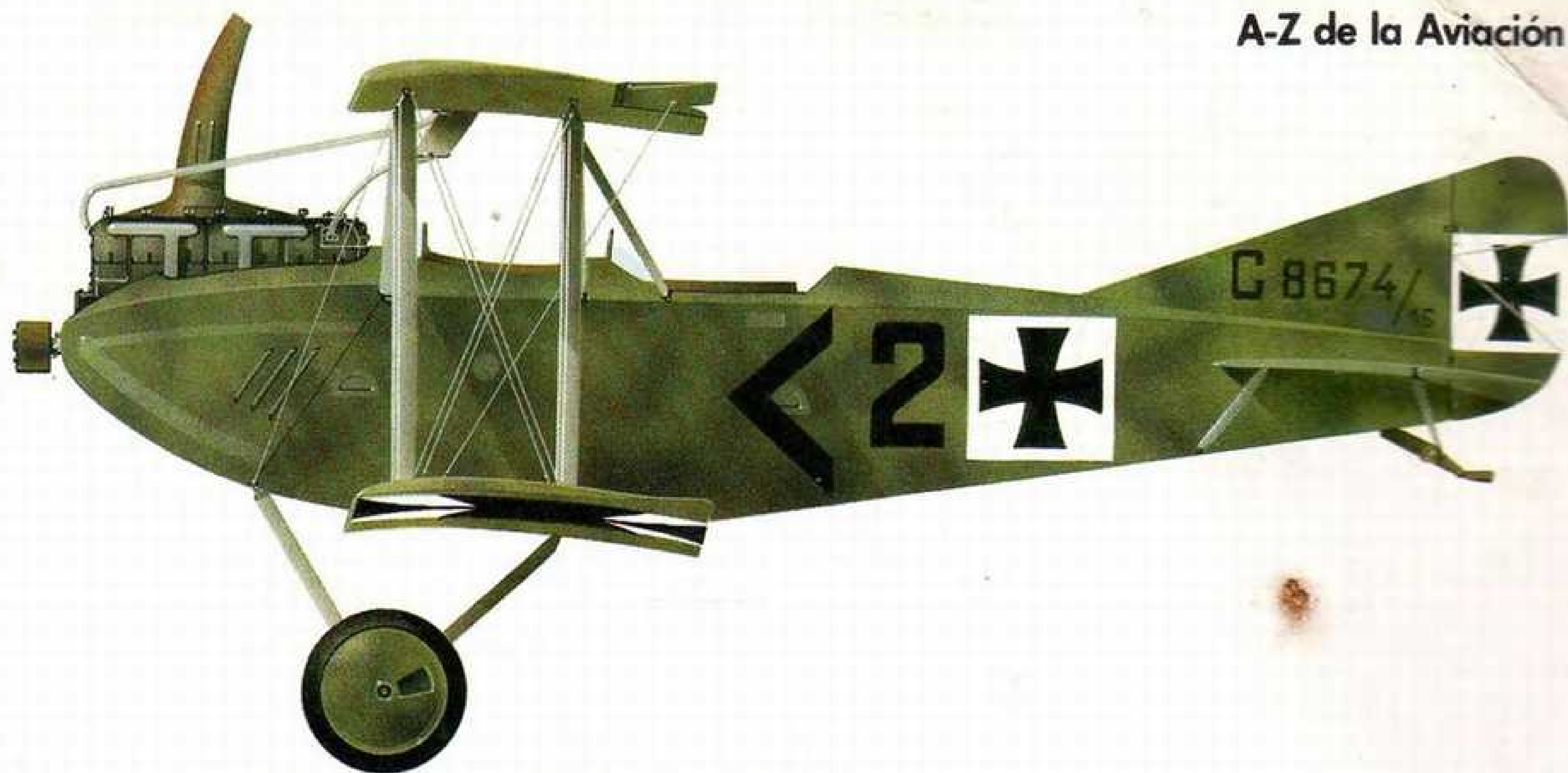
El **B.II** que voló a fines de 1914 representaba un intento de armonizar el diseño. Era un biplano de dos secciones, de envergadura reducida y que portaba un motor más potente, el Mercedes D.II de 120 hp; pero no se mejoró la instalación motriz y del radiador. En 1915 le siguió el **B.III**, análogo en general al anterior, que conservaba la misma planta motriz pero incorporaba algunas mejoras como re-

sultado de la experiencia obtenida en el servicio. Fue el último de los tipos de reconocimiento no armados de la AEG; los combatientes reclamaban armas que pudiesen utilizar para atacar y destruir los aviones enemigos.

Pocos cambios fueron necesarios para la aparición del **C.I** en marzo 1915. Se trataba virtualmente de un B.II (el mejor de la serie B) con un motor en línea Benz Bz.III de 150 hp y con una ametralladora sobre montante móvil en el puesto de popa del observador. Siempre con la mira puesta en la transformación gradual de una plataforma estable de reconocimiento en un avión más maniobrero capaz de eludir a los atacantes enemigos y disparar hacia atrás, el **C.II** de octubre 1915 fue una versión perfeccionada del C.I. Lo más importante es que se redujeron las dimensiones para mejorar la manejabilidad, lo cual, junto a una reducción de peso de cerca del 5 %, afinó su rendimiento.

Muy poco después siguió un **C.III** experimental, con un ancho fuselaje que llenaba el vacío entre las alas del biplano, proporcionaba a la tripulación un campo visual delantero sin obstrucciones por encima del ala superior, y, al colocar al piloto en popa, posibilitaba al observador el disparar su ametralladora hacia adelante libre del disco de la hélice. Con todo, debieron surgir inconvenientes, pues pese a la sencillez de la idea no llegó a construirse en serie.

El modelo de la serie C que más se construyó fue el **C.IV**, cuyo desarrollo fue impulsado por la creciente valorización que el servicio aéreo alemán otorgó a la importancia del reconocimiento aéreo. De configuración general análoga al C.II, aunque un poco más grande, contaba con un motor más potente, el Mercedes D.III; una ametralladora fija de fuego delantero para el piloto, y un plano de cola de incidencia variable en tres posiciones, ajustable en tierra. No se conocen con precisión las cifras de producción del C.IV, pero se estiman en 400.



AEG C.IV de la Fliegerabteilung (A) 224, Chateau Bellingkamps, primavera 1917.

La serie C terminó con versiones experimentales que incluían un bombardero nocturno **C.IV.N**, muy semejante al C.IV salvo las alas de tres secciones y con mayor envergadura, y un motor Benz Bz. III de 150 hp; un prototipo **C.V** biplaza de reconocimiento, análogo al básico C.IV pero con un motor Mercedes de 220 hp; dos **C.VIII** con alas de una sección y motor Mercedes D.III; un **C.VIII** con mejoras en el diseño de las alas de una sección y con la misma planta motriz, y una versión triplana del C.VIII, el **C.VIII Dr**.

En 1916, el servicio aéreo alemán introdujo unidades de *Infanterie-Flieger* (unidades de patrulla y enlace de la infantería), que ahora se considerarían de escuadrones apoyo cercano o de ataque. Estas unidades demostraron su eficacia cuando se las usó en pequeña escala en la batalla de Verdún, y fueron pronto tema de un programa de expansión y equipamiento de alta, prioridad. El **J.I** de la AEG se construyó con prisas para satisfacer esta necesidad mientras se diseñaba y desarrollaba otro avión más apto para esta función específica: era básicamente un C.IV provisto de un motor Benz Bz.IV de 200 hp, más una chapa de 390 kg a modo de escudo para proteger la tripulación y la planta motriz. En el suelo de la cabina trasera, se montaron dos ametralladoras LMG 08/15, apuntando hacia adelante y hacia abajo con un ángulo de alrededor de 45°, de modo que podían usarse para atacar trincheras o columnas de infantería enemigas en marcha. El observador tenía una ametralladora Parabellum sobre montante circular. El **J.II** de 1918 era muy semejante, pero introducía varios perfeccionamientos en las superficies de control. Se construyeron más de 600 ejemplares de los modelos J.I./J.II.

Especificaciones técnicas AEG C.IV

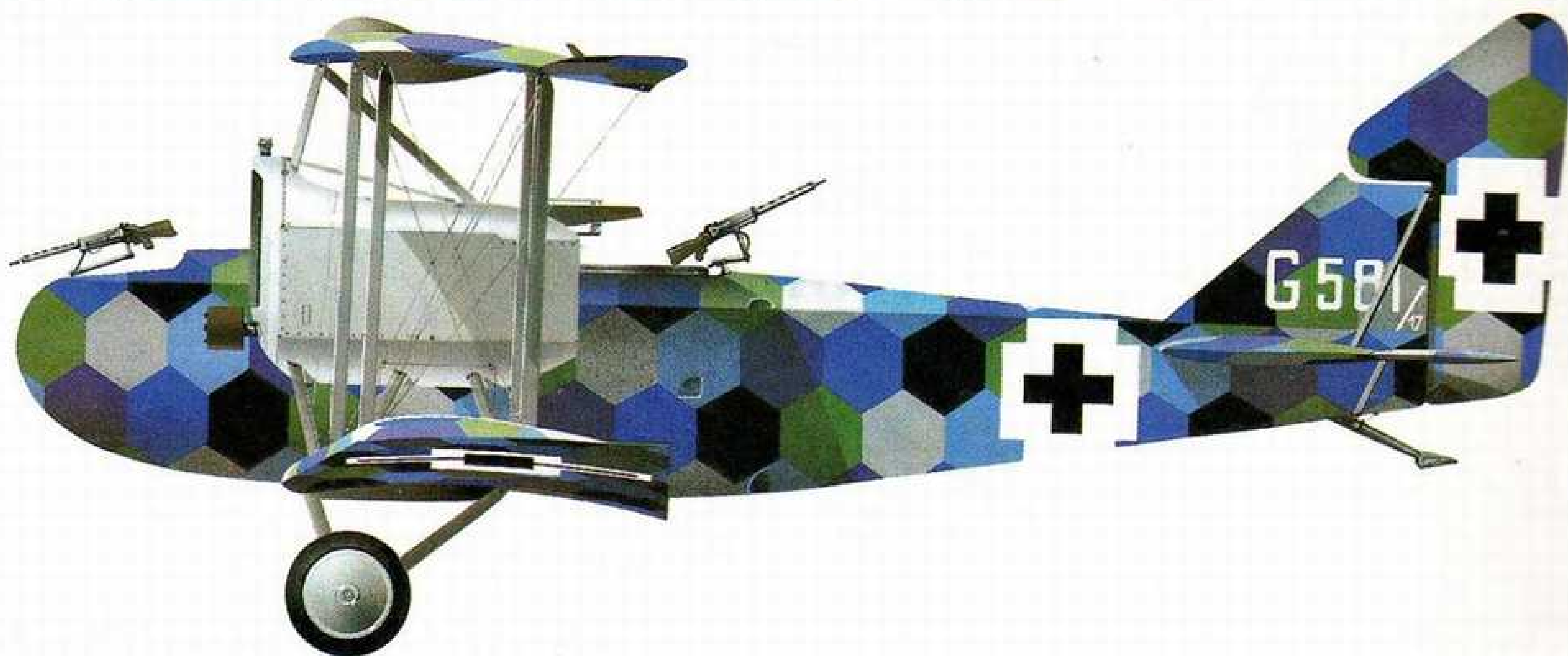
Tipo: avión de reconocimiento biplaza armado
Planta motriz: un motor de cilindros en línea Mercedes D.III de 160 hp
Prestaciones: velocidad máxima 158 km/h; techo de servicio 5 000 m; autonomía 4 horas
Pesos: vacío 800 kg; máximo en el despegue 1 120 kg
Dimensiones: envergadura 13,45 m; longitud 7,15 m; altura 3,55 m; superficie alar 39,00 m^2
Armamento: 1 ametralladora fija de fuego frontal LMG 08/15 de 7,92 mm y 1 ametralladora Parabellum de 7,92 mm para el observador, sobre montaje circular

AEG, serie G

Historia y notas

La introducción de escuadrones de bombarderos en el frente occidental durante la I Guerra Mundial no se hizo esperar; a principios de 1915 se formaron los primeros *Kampfstaffel* (escuadrones de batalla alemanes). El avión que utilizaron había sido originariamente un caza de múltiples ametralladoras, pero muy pronto se apreciaron sus posibilidades tácticas y estratégicas para el bombardeo. En 1915 apareció el primer bombardero bimotor AEG, el biplano **G.I** con 2 motores Mercedes D.I de 100 hp. Estas plantas motrices estaban montadas sobre un soporte entre las alas, fuera del fuselaje, y a duras penas mejoraban las prestaciones del C.IV; el modelo, en efecto, era un 75 % más pesado que el C.IV, y sólo tenía un 24 % más de potencia. No puede sorprender que sólo se construyera un ejemplar.

El **G.II**, que vio la luz a mediados de 1915, era ligeramente mayor, y tenía 2 motores Benz Bz. III de 150 hp. Llevaba 2 ó 3 ametralladoras y, con una tripulación de 3 personas, podía cargar además 200 kg de bombas. Sólo se produjeron unos 15 ejemplares G.II antes de que se introdujera el **G.III**, del cual también se produjo una cantidad limitada. De hecho, el G.III fue sólo un escalón de transición hacia el definitivo **G.IV**, que introdujo superficies de control equilibradas y motores Mercedes D.IV de 220 hp, y estaba en condiciones de transportar 300 kg de bombas.



AEG G.IV de Bogohl 4, Staffel 19; Bazuel, verano 1918.

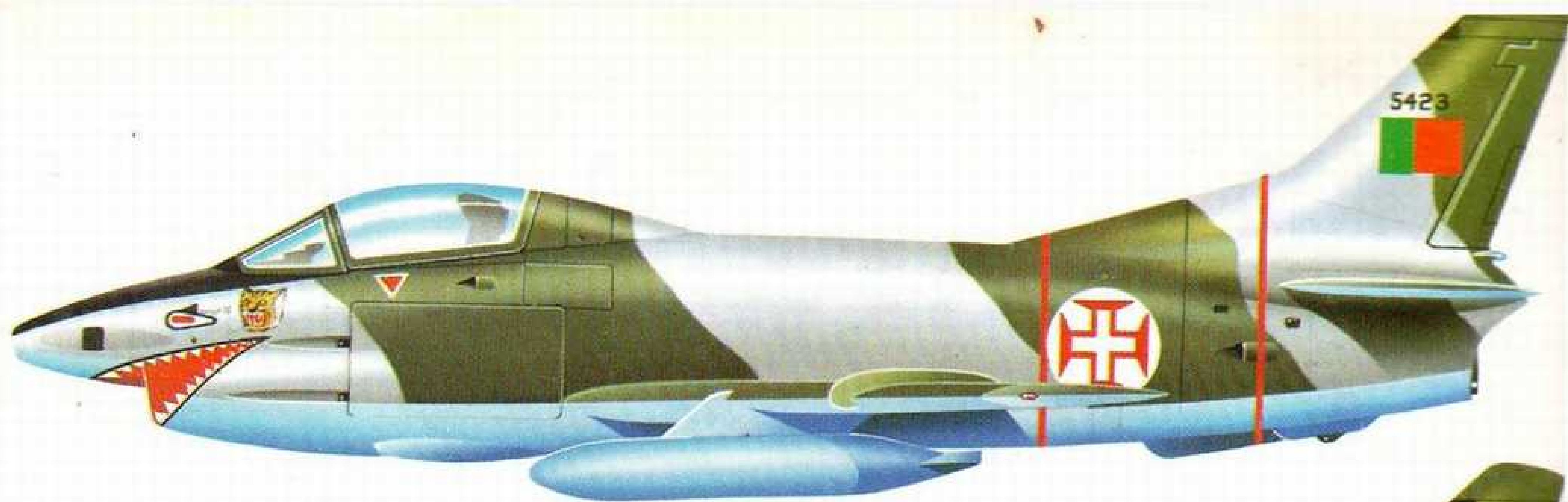
El G.IV entró en servicio a fines de 1916. Como sus predecesores, tenía una estructura básica tubular de acero recubierta en tela, pero se diferenciaba por su morro recubierto de chapa de madera. Se instalaron motores Mercedes más potentes y pudo dar cabida a un máximo de 4 tripulantes. Todas las cabinas estaban interconectadas, lo que posibilitaba el cambio en vuelo de las posiciones de los tripulantes si las circunstancias lo requerían. Aun cuando sus prestaciones eran superiores a las del resto de los aviones de la serie G, el G.IV tenía el inconveniente de un radio de acción muy limitado cuando llevaba 3 tripulantes y una carga máxima de bombas de 400 kg. En consecuencia, aunque los G.IV se utilizaron con gran profusión, fue siempre en operaciones tácticas de corto alcance.

La producción total de la serie G de AEG fue de casi 550 aviones, 500 de los cuales eran G.IV, muchos de ellos en servicio hasta el final de la I Guerra Mundial, en 1918. Las variantes, de las que se construyó un número muy corto de ejemplares, fueron el **G.IVb**, con alas de mayor envergadura y de 3 secciones; el **G.IVK** con un cañón Becker de 20 mm instalado en el morro; y el más grande de todos, el **G.V**, que apareció demasiado tarde para prestar servicio en la guerra. La compañía aérea alemana Deutsche Luftreederei utilizó algunos G.V a partir de 1919.

Especificaciones técnicas AEG G.IV

Tipo: avión biplano de bombardeo y reconocimiento
Planta motriz: 2 motores de cilindros en línea Mercedes D.IVa de 260 hp
Prestaciones: velocidad máxima 165 km/h; techo de servicio 4 500 m; autonomía 5 horas
Pesos: vacío 2 400 kg; máximo en despegue 3 630 kg
Dimensiones: envergadura 18,40 m; longitud 9,70; altura 3,90 m; superficie alar 67,00 m^2
Armamento: 2 ametralladoras Parabellum de 7,92 mm, una montada sobre anillo en la cabina delantera, y otra sobre riel en la cabina trasera

Aeritalia G91R



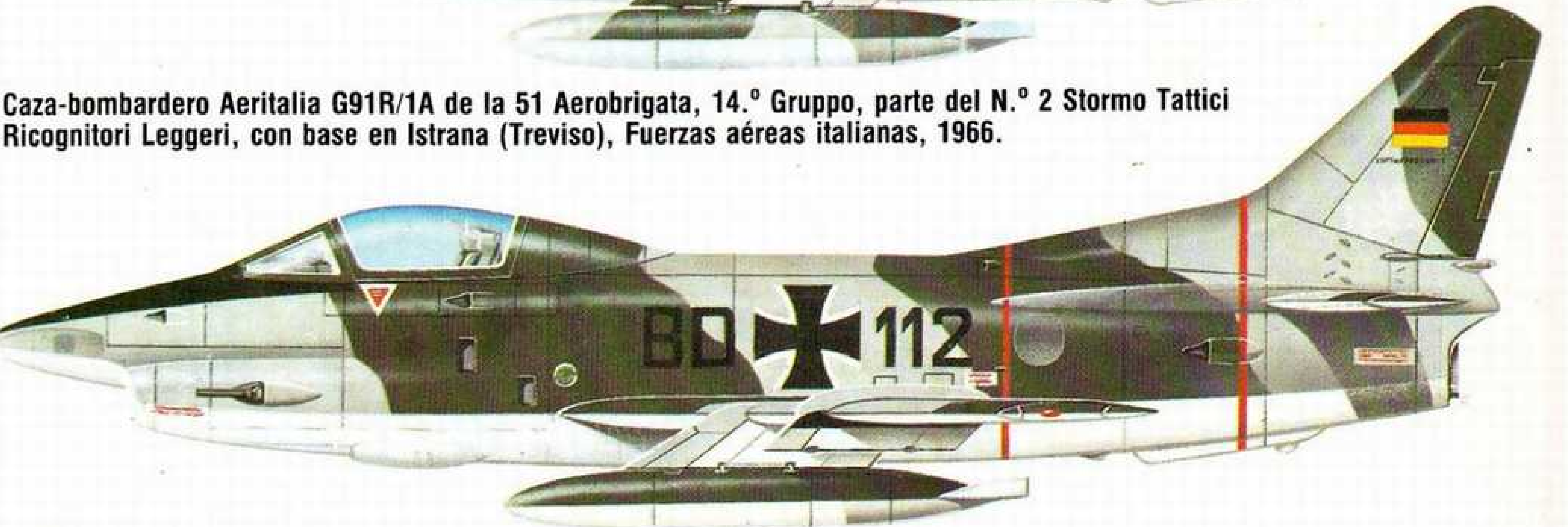
Aeritalia G91R/4 de la Escuadra 121 «Tigres» de las Fuerzas aéreas portuguesas, que tenía su base en Bissalanca, Guinea Portuguesa, en 1967.



Un Aeritalia G91R/4 de la Luftwaffe con el último tipo de código. Las insignias son las correspondientes a la leichtes Kampgeschwader 43, con base en Oldenburg en 1970.



Caza-bombardero Aeritalia G91R/1A de la 51 Aerobrigata, 14.° Gruppo, parte del N.° 2 Stormo Tattici Ricognitori Leggeri, con base en Istrana (Treviso), Fuerzas aéreas italianas, 1966.



Aeritalia G91R/3 de la Luftwaffe, avión de ataque a tierra utilizado para entrenamiento armado por la Waffenschule 50 en Erding, a mediados de los años sesenta.

Historia y notas

El diseño G91 de la Fiat fue el ganador de un concurso convocado por la OTAN para los fabricantes europeos de aviones a comienzos de 1954, con el fin de conseguir un avión ligero de combate y de apoyo táctico. Si bien no se cumplió el propósito inicial de que el G91 se convirtiera en aparato normal de las Fuerzas aéreas de la OTAN, este aparato se fabricó luego en grandes cantidades en Italia y, bajo licencia, en Alemania, y fue adoptado por las Fuerzas aéreas de tres países.

Semejante exteriormente a un modelo reducido del North American F-86K Sabre, el Fiat G91 voló por primera vez el 9 agosto 1956; en las pruebas de evaluación técnica realizadas en Francia en 1957 satisfizo todos los requisitos oficiales, sobre todo en lo referente a la capacidad para operar con o sin cargas externas a partir de pistas de hierba semipreparadas.

La versión inicial del Fiat G91 fue un caza de ataque a tierra. Las entregas empezaron a comienzos de 1958, y el G91 entró al servicio de las Fuerzas aéreas italianas en febrero 1959. Después de largas pruebas, el Fiat G91 fue adoptado también por la nueva Fuerza aérea de la República Federal de Alemania y el 11 marzo 1959 se firmó un acuerdo entre Fiat y Flugzeug Union Süd (Messerschmitt-Dornier-Heinkel) sobre licencia de producción.

El Fiat G91 es sencillo, ligero y manejable, y lo demostró en servicio. El modelo básico se fue haciendo cada vez más versátil gracias a diversas combinaciones de soportes subalares y a la evolución de nuevas tácticas de combate. Ya en 1957, la importancia del reconocimiento armado a gran velocidad condujo al desarrollo de una versión especializada en reconocimiento fotográfico a partir del G91 básico. La variante inicial, el Fiat **G91R/1**, que voló por primera vez en 1959, es esencialmente un caza G91 estándar de ataque a tierra equipado con 3 cámaras de 70 mm de longitud focal en una sección acortada del morro, para fotografías frontales y oblicuas. También puede tomar fotografías verticales desde grandes alturas. Adoptada por las Fuerzas aéreas italianas, esta versión despertó interés en EE UU, donde, en los años 1961-62, la USAF evaluó 10 G91R/1.

El **G91R/1A** era similar, pero con ayudas de navegación mejoradas, como en la variante **G91R/3**, que lo independizaban de las instalaciones de tierra. También se incrementó la carga subalar máxima. Una variante con estructura reforzada, mayor capacidad en los frenos de las ruedas, neumáticos sin cámara y ciertos cambios de equipo, recibió la designación **G91R/1B**, que entró también al servicio de las Fuerzas aéreas italianas. Vino después el G91R/3, similar al G91R/1B, pero construido según los requerimientos de la República Federal de Alemania, por lo cual lleva un armamento de 2 cañones de 30 mm en vez de ametralladoras. También presenta ciertos cambios de equipo, incluida la instalación de radar Doppler y de indicador de posición y dirección. El 5 mayo 1962 entró en servicio la primera unidad de las Fuerzas aéreas de Alemania Federal equipada con G91R/3. Esta versión fue también objeto del primer acuerdo sobre licencia de producción entre Fiat y FUS en Alemania; de un total de 344 aviones, la Fiat construyó 74 (12 montados por Dornier) y los 270 restantes se construyeron en Alemania, donde por primera vez desde el final de la II Guerra Mundial se fabricaba un reactor de combate.

El primer G91R/3 de la Dornier voló el 20 julio 1965, y el último, en mayo 1966. También el Ejército de EE UU evaluó en este país dos Fiat F91R/3, a comienzos de 1961.

La siguiente variante, el **G91R/4**, es básicamente un G91R/3 con armamento del R/1 y algunos cambios de equipo. Los mandos de EE UU adquirieron un total de cincuenta según el programa MAP para Grecia y Turquía, pero los entregaron a las Fuerzas aéreas de Alemania Federal. Más tarde, los cuarenta aviones restantes se transfirieron a las Fuerzas aéreas portuguesas.

En el momento presente, los G91R/3 están siendo retirados del servicio de las Fuerzas aéreas de Alemania Federal.

Especificaciones técnicas

Tipo: caza monoplaza de reconocimiento y asalto
Planta motriz: un turbojet Bristol Siddeley Orpheus 803 de construcción Fiat y 2 268 kg de empuje
Prestaciones: (con peso básico en despegue) velocidad máxima a nivel del mar, 1 075 km/h; velocidad máxima a 1 520 m, 1 086 km/h; velocidad económica de crucero 650 km/h; velocidad inicial de ascenso 1 830 m por minuto; techo de servicio 13 100 m; autonomía (combustible normal) 320 km; alcance en vuelo de traslado 1 850 m
Pesos: vacío 3 100 kg; con carga normal 5 440 kg; máximo en despegue 5 550 kg
Dimensiones: envergadura 8,56 m; longitud total 10,30 m; altura total 4,00 m; superficie alar 16,42 m^2
Armamento: (G91/R1) 4 ametralladoras Colt-Browning de 12,7 mm, más 4 soportes subalares: dos interiores para 2 bombas de 227 kg, armas tácticas nucleares, misiles guiados Nord 5103 aire-aire, racimos de cohetes aire-aire de 76 mm, lanzadores de 31 cohetes aire-tierra de aletas plegables, contenedores con una ametralladora de 12,7 mm; y dos soportes exteriores para misiles Nord 5103, bombas de 113 kg, lanzadores de 19 cohetes de aletas plegables, o contenedores para ametralladoras, como en los interiores. Equipo fotográfico: 3 cámaras Vinten de 70 mm
G91R/1A: lo mismo, salvo equipo de navegación mejorado
G91R/1B: lo mismo, con mejoras de detalle
G91R/3: 2 cañones DEFA de 30 mm en vez de ametralladoras; 3 cámaras Vinten de 70 mm; soportes subalares similares
G91R/4: lo mismo que G91R/3, pero con 4 ametralladoras de 12,7 mm; cámara y equipo para cargas subalares, iguales
G91R/6: variante experimental con dos cañones DEFA de 30 mm y 2 misiles aire-tierra AS.20 o AS.30 en soportes subalares
Usuarios: Italia, Portugal, Alemania Federal

Aeritalia G91T

Historia y notas

La versión biplaza **Fiat G91T** del caza G91 de ataque a tierra, evolucionó a lo largo de 1958 hacia un modelo para entrenamiento avanzado a velocidades transónicas. El G91T fue intencionalmente diseñado con modificaciones mínimas, a fin de que pudiera adaptarse rápidamente tanto a tareas de entrenamiento como de combate. La célula es semejante a la del G91 básico, salvo que el fuselaje es un poco más largo y dispone de una cabina para dos tripulantes en tándem.

El primer G91T voló el 31 mayo 1960 con un motor turbojet Bristol Orpheus BOr.803-2. Con la designación **G91T/1,** se produjeron 76 ejemplares para las Fuerzas aéreas italianas. El **Fiat G91T/3** sólo difiere en cambios de equipo. Se produjeron unos 66 para las Fuerzas aéreas de Alemania Federal (44 en la Fiat; 22 en Alemania, bajo licencia). El último G91T/3 construido por Dornier fue entregado a las Fuerzas aéreas alemanas el 19 octubre 1972.

El **G91T/4** fue un intento de variante del G91T/1 con la electrónica del Lockheed F-104G Starfighter, pero se quedó en etapa de proyecto.



G91T/3, biplaza para entrenamiento avanzado en la Waffenschule 50 de la Luftwaffe, en Erding, 1966.



Aeronautica Militare Italiana G91T/1 de la Scuola Volo Basico Avanzato Aviogetti en Amendola (Foggia), Italia, 1966.

Especificaciones técnicas

Tipo: biplaza transónico de entrenamiento
Planta motriz: un turbojet Bristol Siddeley Orpheus 803 de 2 268 kg de empuje, de fabricación Fiat
Prestaciones: (con peso básico de despegue) velocidad máxima a 1 524 m, 1 030 km/h; velocidad económica de crucero 650 km/h; techo de servicio 12 200 m; carrera de despegue con obstáculo de 15 m, 1 450 m
Pesos: básico en operación 3 865 kg; básico en despegue 5 500 kg; máximo en despegue 6 050 kg
Dimensiones: envergadura 8,56 m; longitud 11,67 m; altura 4,45 m; superficie alar 16,42 m²
Armamento: dos ametralladoras Colt-Browning de 12,7 mm; dos soportes subalares para bombas ligeras, misiles o depósitos de combustible extra
Usuarios: Italia, Portugal, Alemania Occidental

Aeritalia G91Y

Historia y notas

El **Aeritalia (Fiat) G91Y** es, en esencia, un desarrollo bimotor del G91. El proyecto se inició en 1965, en respuesta a una petición específica, por parte de las Fuerzas aéreas italianas, de un avión ligero de ataque a tierra y de reconocimiento. El G91Y se basó en la célula del G91T, siendo el cambio mayor la introducción de dos turbojets General Electric J85-GE-13A en lugar del único Bristol Siddeley Orpheus 803, lo que proporcionaba una importante mejora en potencia (más del 60 %) con un incremento mínimo del peso de la planta motriz. Esta mejora de la relación potencia/peso puso al nuevo avión en condiciones de llevar cargas militares considerablemente más pesadas y/o más combustible, sin contar el aumento de seguridad en combate y la capacidad para volar con un motor parado, a fin de prolongar el vuelo.

Toda la estructura de la célula se rediseñó, y se incorporaron las últimas innovaciones aerodinámicas y la aviónica, incluido un sistema integrado de navegación y ataque.

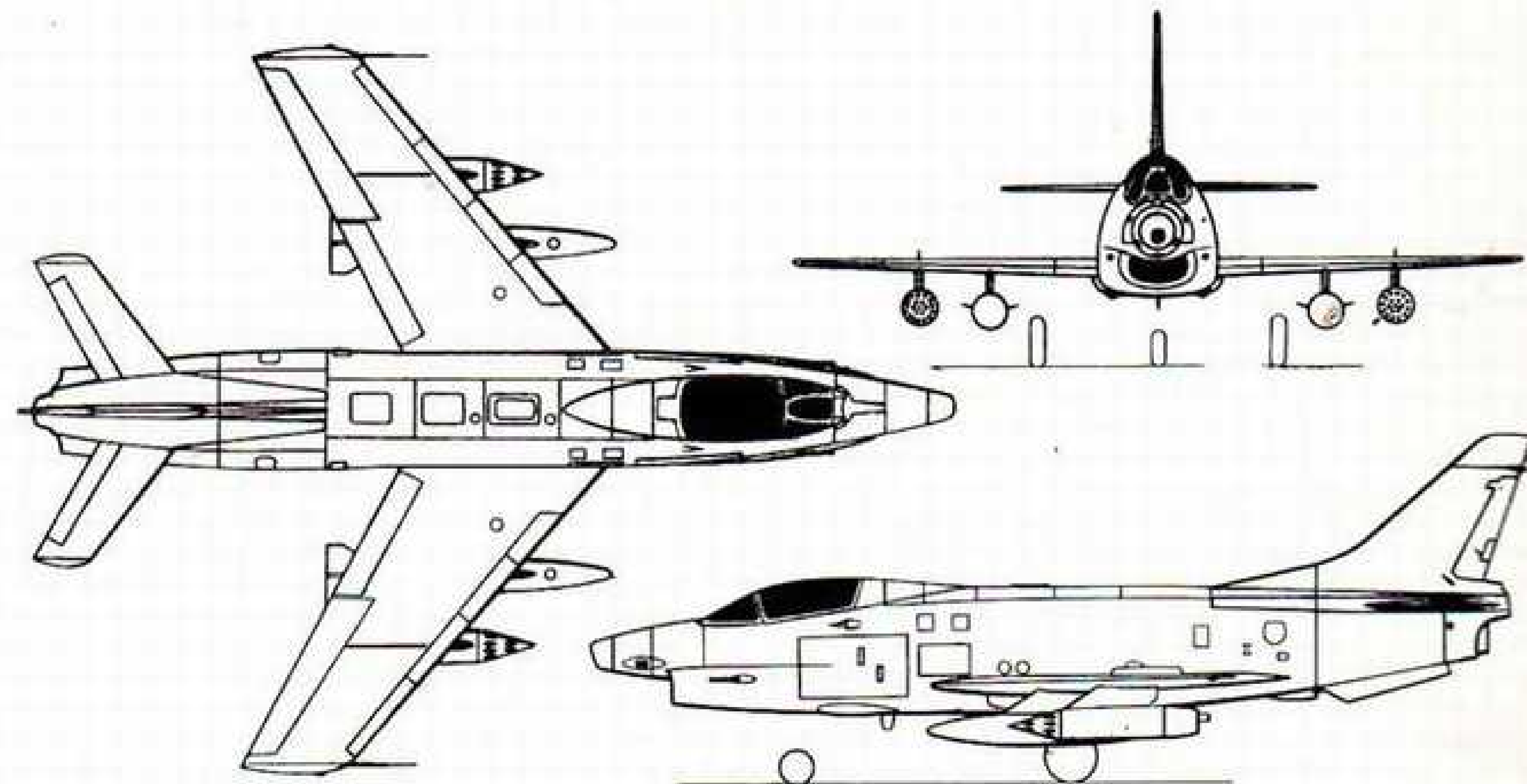
Se construyeron dos prototipos de G91Y; el primero voló el 27 diciembre 1966. Las pruebas de vuelo fueron positivas en general, y las Fuerzas aéreas italianas aceptaron el nuevo avión. La serie de preproducción fue de 20 ejemplares, el primero de los cuales voló en julio 1968. En esa ápoca estaban en fase de proyecto diversas variantes del G91Y básico, como el **G91Y/T** de entrenamiento básico/avanzado, y el **G91Y/S** para satisfacer el pedido suizo de un avión de ataque a tierra, pero no se llegó a construir ninguno.

Tras la serie de preproducción, siguió una producción inicial de 35 G91Y para las Fuerzas aéreas italianas.



De aspecto ligeramente distinto al de su antecesor G91R, el Aeritalia G91Y es un caza más versátil, de ataque táctico y de reconocimiento, con mayor carga útil y mejores prestaciones. Los que aparecen en la foto pertenecen a las Fuerzas aéreas italianas Stormo N.° 32 y vuelan sobre Brindisi (foto Aeritalia).

La versión de producción G91Y se diferencia de los prototipos en su fuselaje de cola ligeramente más delgado y la ausencia de las dos aletas ventrales originarias. El piloto está equipado con un asiento eyector cero-cero colocado en una cabina blindada, presurizada y con aire acondicionado.



Aeritalia G91Y.

Especificaciones técnicas
Tipo: caza monoplaza de reconocimiento y de ataque táctico
Planta motriz: dos turbojets General Electric J-85-GE-13A de 1 236 kg de empuje en seco o 1 850 kg en postcombustión
Prestaciones: (con peso máximo de despegue) velocidad máxima a nivel del mar Mach 0,93; velocidad máxima a 9 145 m Mach 0,95; velocidad económica de crucero a 10 670 m Mach 0,75; velocidad máxima de ascenso al nivel del mar (con postcombustión) 5 180 m por min; techo de servicio 12 500 m; carrera de despegue con obstáculo de 15 m, 1 100 m; radio de acción típico a nivel del mar 600 km; misión lo-lo-lo con 1 320 kg de carga 385 km; alcance en vuelo de traslado con combustible máximo 3 500 km
Pesos: vacío 3 682 kg; en despegue normal 7 800 kg; carga máxima 8 700 kg
Dimensiones: envergadura 9,01 m; longitud 11,67 m; altura 4,43 m; superficie alar 18,13 m
Armamento: dos cañones DEFA de 30 mm; cuatro soportes subalares para bombas de 454 kg, contenedores napalm de 340 kg, lanzacohetes con siete o veintiocho cohetes de 50 mm cada uno, o 4 contenedores para cohetes de 127 mm
Usuario: Italia



Aeronautica Militare Italiana G91Y, del Stormo N.° 8, en Cervia San Giorgio.

Aeritalia G222

Historia y notas
El **Aeritalia G222** nació como consecuencia de una petición de la OTAN, formulada en 1962, que derivó en varios proyectos de transporte táctico V/STOL (que usaban una combinación de turbohélices para el vuelo de crucero y reactores para la sustentación), ninguno de los cuales llegó a realizarse. Sin embargo, el contrato de investigación de un transporte G222 V/STOL, que las Fuerzas aéreas italianas adjudicaron a Fiat en 1963, se extendió hasta cubrir el desarrollo posterior del tipo en forma más convencional. Finalmente, se firmó en 1968 un contrato para dos prototipos militares de transporte, designados originalmente G222TCM, y una célula estática de prueba, considerando el avión como sucesor del envejecido Fairchild C-119 de transporte, a la sazón en servicio en Italia. Demoras provocadas por cambios en la política italiana, compra de la compañía matriz y problemas de financiación retrasaron la terminación del primer prototipo, cuyo vuelo inicial tuvo lugar el 18 julio 1970. El segundo prototipo fue sometido a las pruebas de vuelo el 21 julio 1971. Estos aviones no presurizados tenían motores turboeje CT64-820 de 3 060/2 870 hp; el modelo de producción en serie estaba presurizado, totalmente dotado de aire acondicionado y capaz de operar a partir de pistas semipreparadas.

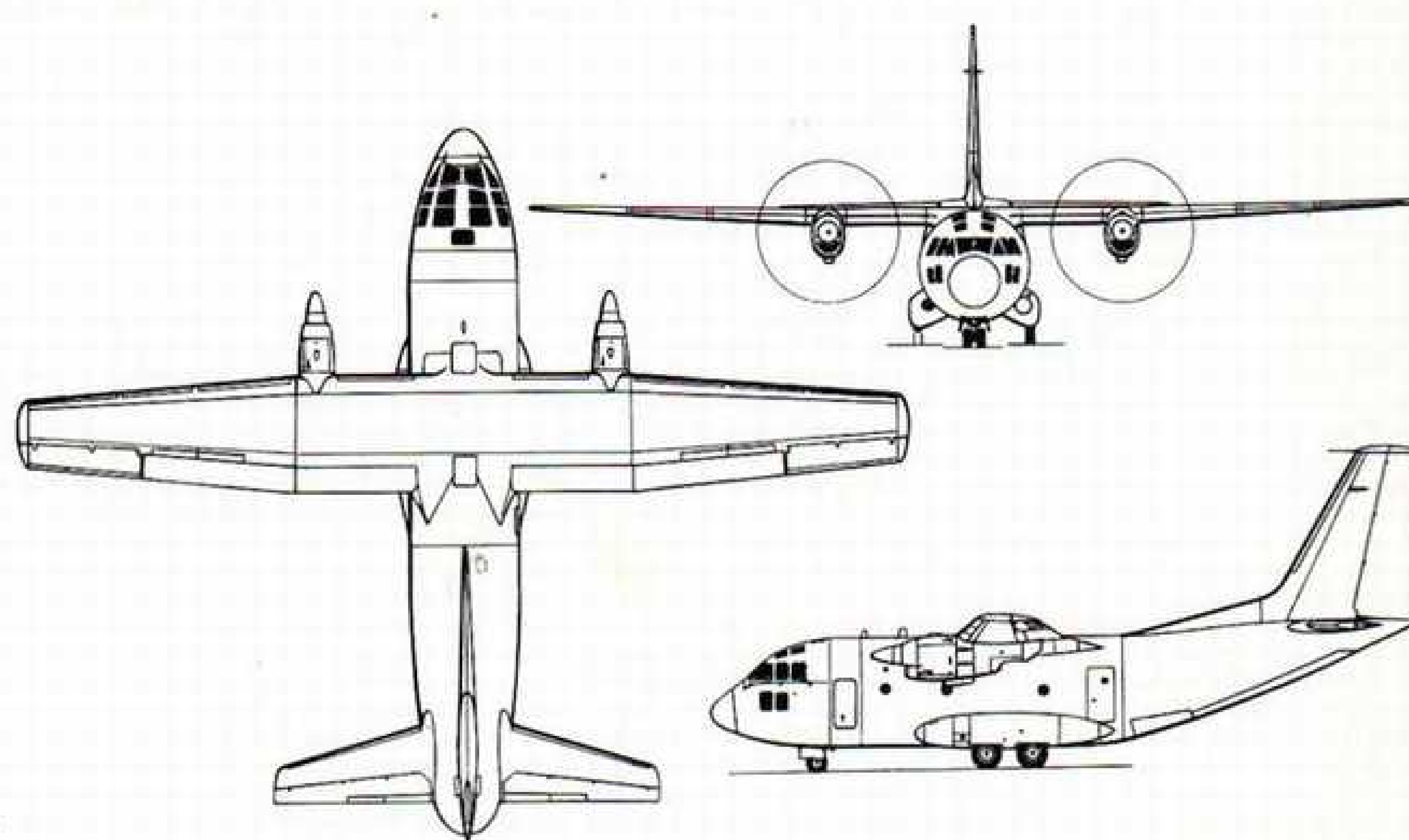
El positivo resultado de las pruebas tuvo como consecuencia, en agosto 1972, el pedido italiano en firme de 44 G222 de producción. Por esa época se habían hecho arreglos para que la mayor parte de la industria italiana de aviación participara en el programa G222.

La célula G222 fue rediseñada a fin de adoptar los motores turbohélice General Electric T64-P4D, más potentes, e incorporar otras mejoras de detalles. El prototipo de serie voló el 23 diciembre 1975, momento en que Aeritalia ya había recibido el primer pedido de exportación de Argentina.

El fuselaje de la versión de transporte del G222 básico es una estructura totalmente metálica y antifalla, cuya parte inferior forma una rampa de carga. En su configuración normal para transporte de tropa, el G222 lleva 44 hombres totalmente equipados (32 asientos laterales y 12 asientos plegables), así como 32 paracaidistas (en asientos laterales). Como ambulancia, el G222 tiene espacio para 36 camillas y dos enfermos sentados, más cuatro asistentes médicos; mientras que, convertido para transporte de carga, el avión está provisto de un montacargas para 1 500 kg y de 135 puntos de amarre.

La célula del G222 es susceptible de adaptarse a muchas otras funciones militares y civiles, como el patrullaje marítimo/guerra antisubmarina, vigilancia, e inspección de ayuda a la navegación/radar. Un prototipo de la versión ECM, designado como **G222VS** *(Versione Speciale)* voló el 9 marzo 1978 y fue sometido a pruebas muy detalladas de adaptabilidad operacional. Está equipado con extensas instalaciones electrónicas, y lleva uno o dos tripulantes, más 10 operadores de sistemas.

También se produjo una versión de investigación/calibración de ayuda a la navegación/radar, y el prototipo, **G222RM** *(Radiummissura)* está en fase de vuelo de prueba. Exteriormente semejante a la versión estándar de transpote, esta modificación tiene instalaciones para probar VOR, ILS, TACAN y DME; también tiene capacidades optativas secundarias para la vigilancia de múltiples radares de aproximación y control desde tierra.


Aeritalia G222 (motores T64).

Una nueva versión pensada especialmente para exportar al Oriente Medio y ahora en producción es el G222 de transporte táctico con motores turbohélices Rolls-Royce Tyne de 3 400 hp. Las entregas a Libia de **G222T** con motor Tyne debían comenzar en 1981.

En el campo civil, se han realizado con éxito pruebas de una variante para la lucha contra incendios, el **G222SAMA** (rediseñado a partir del prototipo G222 con un depósito de agua de 6 300 l), y están en proyecto variantes para trabajos agrícolas y aerofotogrametría.

Hacia el otoño 1978 se habían producido unos 20 G222, incluidos 2 prototipos, 14 aviones de serie para las Fuerzas aéreas italianas, 3 para Argentina y 1 para la Unión de Emiratos Árabes (Dubai).

Especificaciones técnicas
Tipo: transporte bimotor a turbohélice, para misiones generales
Planta motriz: 2 turbohélices General Electric T64-GE-P4D de construcción Fiat, de 3 400 hp, con hélices Hamilton Standard 63E60 de 3 palas y paso variable; previsión en el fuselaje de 8 cohetes Aerojet General para despegue a reacción, lo que da una potencia adicional de 3 600 kg para el despegue en condiciones de sobrecarga.
Prestaciones: (transporte estándar con peso máximo de despegue) velocidad máxima (a 4 575 m) 540 km/h; velocidad de crucero (a 4 500 m) 360 km/h; velocidad máxima de ascenso al nivel



El transporte STOL Aeritalia G222 es típico del género de transportes pequeños para misiones generales, pero sus orígenes se remontan a un avión de transporte V/STOL requerido por la OTAN y muy inusual, con motores a reacción para el despegue vertical y turbohélices para el vuelo convencional de crucero. El avión que aparece aquí presta servicios para la Brigada de transporte de la Aeronautica Militare Italiana, con base en Pisa (foto Aeritalia).

del mar 520 m por minuto; tiempo hasta 4 500 m, 8 min 35 seg; techo de servicio 7 620 m; carrera de despegue 840 m; alcance con carga máxima útil a velocidad óptima de crucero (a 6 000 m) 700 km; alcance con 44 hombres totalmente equipados 2 220 km; alcance en vuelo de traslado con máximo de combustible 4 950 km
Pesos: (transporte estándar) vacío 14 590 kg; carga máxima útil 8 500 kg; despegue normal 24 500 kg; máximo al despegue y aterrizaje 26 500 kg
Dimensiones: envergadura 28,70 m; longitud 22,70 m; altura 9,80 m; superficie alar 82,00 m^2
Usuarios: (operacionales o pedidos) Argentina, Italia, Libia y Unión de Emiratos Árabes (Dubai).



Aeritalia G222 de transporte táctico, con base en Dubal y distintivos de las Fuerzas aéreas de la Unión de Emiratos Árabes.

Aeritalia/Macchi/EMBRAER AMX

Historia y notas

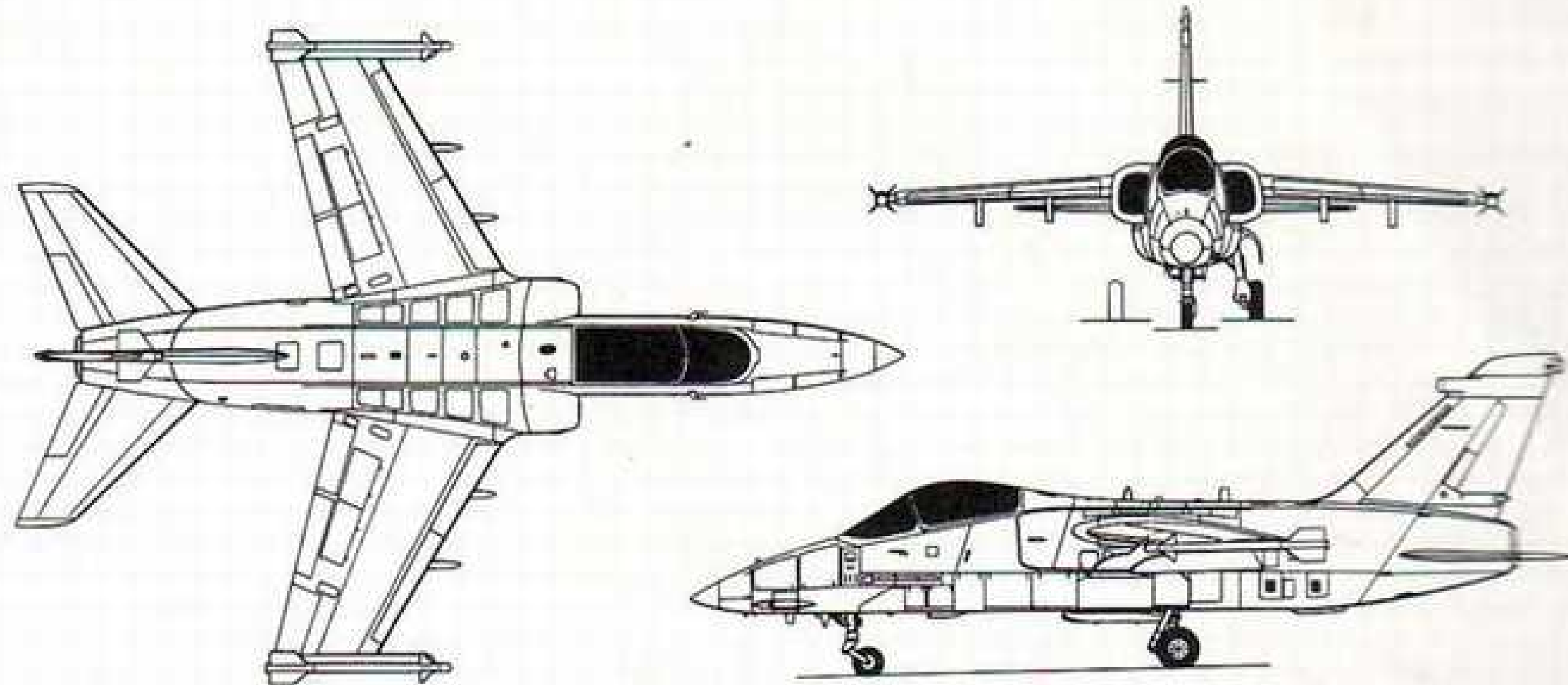
Convencidos de que la relación coste-eficacia en modernos aviones de combate es muy elevada, ya en 1977 los mandos del Ejército italiano del Aire empezaron a investigar con Aeritalia y Aermacchi (Aeronautica Macchi) las posibilidades de un nuevo caza táctico ligero y de bajo coste, el **AMX**, que complementase eficazmente al Panavia Tornado en las misiones de apoyo aéreo cercano y hostigamiento. Las autoridades brasileñas e italianas firmaron un acuerdo por el cual EMBRAER se convirtió en socio pleno, con responsabilidad sobre tres de los seis prototipos.

El AMX, monoplano de ala alta, de diseño convencional pero concienzudo, ofrece un buen campo visual al piloto, y se basa en la selección, en 1978, del turbofan no recalentado Rolls-Royce Spey como planta motriz. Este motor se eligió con preferencia a otros más avanzados debido a su bajo costo, gran fiabilidad y elevada relación potencia-peso.

Se prevé que el primer prototipo vuele en otoño 1983, y que los ejemplares de serie puedan entregarse a partir de fines de 1986. Las Fuerzas aéreas italianas tienen un pedido en curso de 187 aparatos, mientras que las Fuerzas aéreas brasileñas adquirirán 144.

Especificaciones técnicas

Aeritalia-Aeronautica Machi-EMBRAER AMX
Tipo: caza táctico monoplaza
Planta motriz: un turbofan Rolls-Spey Mk 807 de 5 000 kg de empuje (construido en Italia por Alfa Romeo y Fiat Aviazione bajo licencia)
Prestaciones: velocidad máxima Mach 0,95; radio táctico (lo-lo-lo con carga ofensiva de 1 360 kg) 355 km
Pesos: misión normal de despegue 10 500 kg; máximo en despegue 12 000 kg
Dimensiones: envergadura 8,88 m; longitud 13,57 m; altura 4,58 m; superficie alar 21,00 m^2
Armamento: un cañón M61A-1 de 20 mm o DEFA de 30 mm en la parte baja del fuselaje, y 2 misiles AIM-9L Sidewinder aire-aire en soportes de punta de ala, más 3 630 kg de armamento disponible en 5 afustes: uno en la línea central, 2 interiores de hasta 907 kg cada uno, y 2 exteriores de hasta 545 kg cada uno



Aeritalia/Macchi/EMBRAER AMX.

Aermacchi AL.60 Trojan

Historia y notas

En 1960, Aermacchi obtenía la exclusiva europea de los derechos de fabricación de los Lockheed 60 de transporte ligero. El primer **AL.60** vio la luz en abril 1961. Se trata de un monoplano de ala alta encima de la cabina y construido íntegramente de metal. El ala tiene alerones de cable y flaps manuales Fowler. El tren de aterrizaje fijo de 3 ruedas tiene patas formadas por un tubo de acero en voladizo, conectado a un amortiguador óleo-neumático montado horizontalmente debajo del suelo de la cabina. El AL.60C lleva rueda de cola.

El piloto y el copiloto se sientan uno junto a otro, y tras ellos hay sitio para dos bancos con tres asientos cada uno. Como avión ambulancia, puede recoger 2 camillas más un enfermo sentado y un asistente médico. La puerta principal de acceso para carga o enfermos está a la derecha; a la izquierda, hay una puerta deslizable hacia atrás que se puede usar para el lanzamiento de paracaidistas o provisiones.

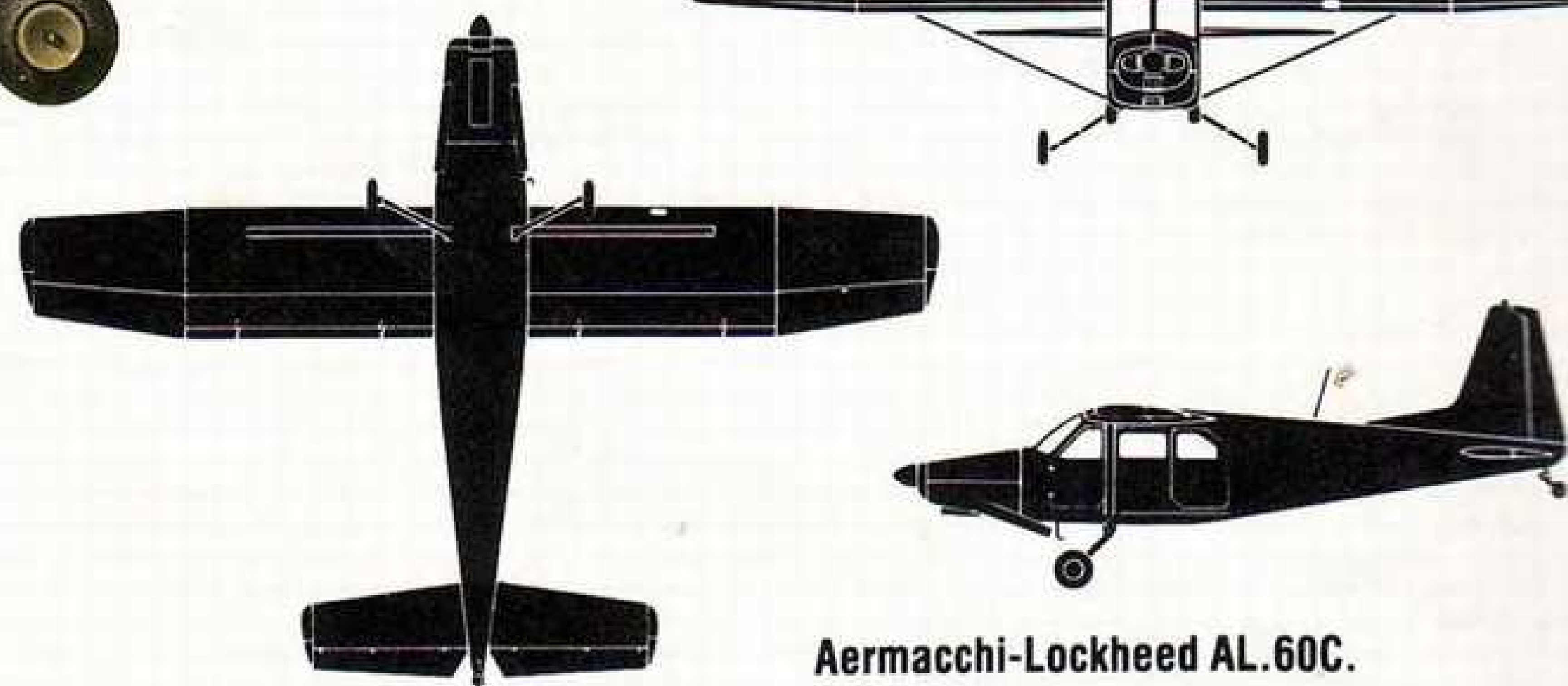
Lockheed-Azacarte SAI, en México, vendió una cantidad considerable de variante civiles, incluido un avión especializado para usos agrícolas. La denominación mexicana es **LASA.60 Santa María,** y 18 aparatos construidos en México se vendieron al Ejército del Aire de este país para su utilización en tareas de exploración y rescate. La variante militar de Aermacchi, denominada **AL.60C-5,** fue adquirida por el Imperio Centroafricano (10) y Canadá. Una variante similar se suministró a Rhodesia como Trojan.



Aermacchi AL.60F-5 Trojan de las Fuerzas aéreas rhodesianas.

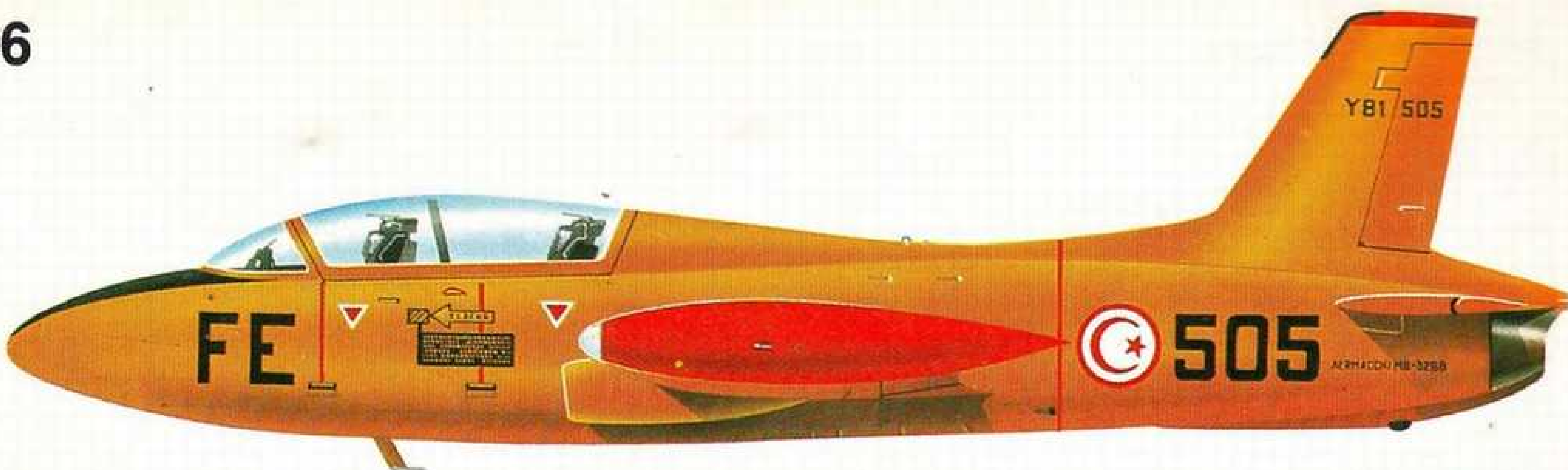
Especificaciones técnicas

Tipo: (AL.60 C.5 Conestoga/Trojan) avión utilitario
Planta motriz: un motor de cilindros refrigerados por aire y opuestos horizontalmente Lycoming I0-720-A1A de 400 hp
Prestaciones: velocidad máxima a nivel del mar 251 km/h; velocidad económica de crucero 174 km/h a 1 524 m; alcance con carga máxima de combustible 1 037 km; techo de servicio 4 150 m; velocidad de ascenso al nivel del mar 330 m por minuto; carrera de despegue 196 m; carrera de aterrizaje 258 m
Pesos: vacío 1 086 kg; máximo en despegue 2 041 kg
Dimensiones: envergadura 11,99 m; longitud 8,80 m; altura 3,3 m; superficie alar 19,55 m^2
Armamento: no hay
Usuarios: Canadá, Imperio Centroafricano (Conestoga), Rhodesia (Trojan), Mauritania, México, República de Sudáfrica



Aermacchi-Lockheed AL.60C.

Aermacchi M.B. 326



Uno de los ocho Aermacchi M.B.326B de entrenamiento avanzado comprados por las Fuerzas aéreas de la República de Tunicia.

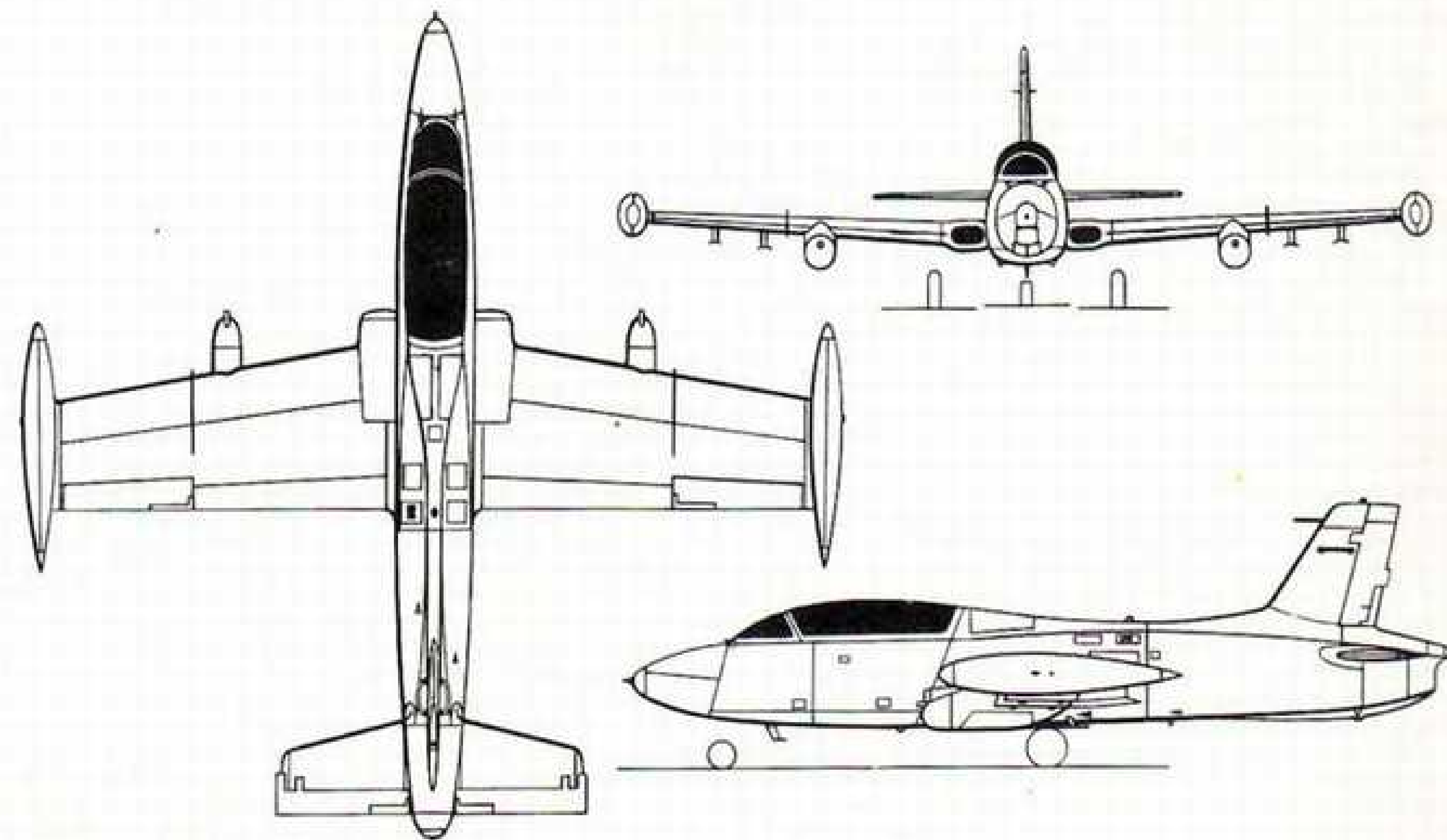
Historia y notas

En una trayectoria ininterrumpida que se remonta a antes de la I Guerra Mundial, Aeronautica Macchi ha producido más de 7 000 ejemplares de aviones de diseño propio; alrededor del 10 % de este total son miembros de la familia **M.B.326**, aviones a reacción de entrenamiento y aparatos ligeros de combate. En compañía del BAC Jet Provost y el Air Fouga Magister, es uno de los tipos clásicos de este género, y su producción se ha mantenido durante dos décadas.

El diseño comenzó en 1954, y el primer prototipo realizó su vuelo inicial el 10 diciembre 1957, dotado de un turbojet Viper 8 de 794 kg de empuje estático. El segundo prototipo, y quince ejemplares de preproducción pedidos por la *Aeronautica Militare* de Italia, utilizaban un Viper 11 de 1 134 kg. La célula básica, diseñada por el doctor ingeniero Ermanno Bazzocchi de la Aermacchi, es sencilla, robusta, reforzada hasta los límites de g +8 y −4, está bien equipada, tiene cabinas presurizadas en tándem con asientos dobles expulsables, y está proyectada para ser usada en todas las fases del entrenamiento de vuelo. Los primeros M.B.326 entraron al servicio de las Fuerzas aéreas italianas en febrero 1962. La AMI recibió 85 ejemplares del modelo inicial, además de los 15 aparatos de preproducción.

Primero, la Aermacchi ofreció incrementar la potencia de ataque a tierra mediante un modelo conocido como **M.B.326 A**, que sería equipado con 6 soportes para contenedores de ametralladoras o cohetes, bombas u otras armas. Las Fuerzas aéreas italianas no requerían entonces esta versión, pero Tunicia y Ghana pidieron modelos armados similares (ocho **M.B.326B** y nueve **M.B.326F**, respectivamente). Se produjeron 4 ejemplares **M.B.326D** desarmados como aviones de entrenamiento de pilotos de línea para Alitalia. El **M.B.326H**, para las Reales Fuerzas aéreas (87) y la Marina (10) de Australia, preveía una enorme carga de armamentos; fueron montados o construidos bajo licencia en este país por la CAC (Commonwealth Aircraft Corporation). Los **M.B.326M** se produjeron, en dos modelos, para las Fuerzas aéreas sudafricanas: 40 aviones desarmados de fabricación italiana para entrenamiento, y alrededor de 125 montados o construidos bajo licencia en Transvaal por la Atlas Aircraft Corporation. Estos últimos, conocidos como **Impala Mk 1,** están preparados para llevar armamento montado exteriormente.

Todos los aviones citados tenían el Viper 11 como planta motriz. En la primavera de 1967 se incrementó su potencia al dotar al primer prototipo **M.B.326G** de un motor Viper 540, que, en combinación con algunos refuerzos en la estructura de la célula, permite llevar una carga de armas dos veces mayor que los modelos equipados con motor Viper 11. En su configuración de producción, este modelo es conocido como **M.B.326GB**, y se ha construido, o se construye aún, en Italia para la Armada argentina (8) y las Fuerzas aéreas de Zaire (17) y Zambia (20); una versión que presenta ciertas características del GB, pero con motor Viper 11, es el **M.B.326E** de las Fuerzas aéreas italianas, 6 de los cuales son de construcción específica, y otros 6 son conversiones de los originarios M.B.326. La orden de compra más grande hasta la fecha procede de América del Sur, donde EMBRAER de San José dos Campos ha fabricado 170 GC armados (similares a los GB) con designación **AT-26 Xavante** para la Força aerea brasileira (167) y Togo (3).



Aermacchi M.B. 326 E.

La versión biplaza más reciente de Aermacchi, el **M.B.326L**, está basada en el monoplaza **M.B.326K** (véase descripción aparte) y ofrece también una mayor potencia gracias al uso de un motor de la serie Viper 600. Dos de los clientes del modelo K también encargaron ejemplares del tipo L: Dubai (uno) y Tunicia (cuatro). Aunque totalmente equipado para entrenamiento de doble mando, el M.B.326L conserva todo el poder ofensivo y de apoyo cercano de la variante K.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión biplaza de entrenamiento básico y avanzado, y de ataque ligero
Planta motriz: en los primeros modelos, un turbojet Rolls-Royce Viper 11 de 1 134 kg de empuje estático; en el GB, H y M, Viper 20 Mk 540 de 1 547 kg de empuje estático; en el L, Viper 632-43 de 1 814 kg de empuje estático
Prestaciones: velocidad máxima (326) 806 km/h, (GB en configuración limpia) 867 km/h; alcance con fuel interno (326) 1 665 km; (GB, en configuración limpia) 1 850 km; radio de acción (B, con armamento) 460 km; (GB, con armamento) 648 km; velocidad máxima de ascenso al nivel del mar (B, con armamento) 945 m por minuto; (GB, con armamento) 945 m por minuto; techo de servicio (326, en configuración limpia) 12 500 m; (GB, idem) 14 325 m; (GB, con armamento) 11 900 m
Pesos: vacío: (326) 2 237 kg; (E) 2 618 kg; (GB, entrenamiento) 2 685 kg; carga máxima al despegue: (326) 3 765 kg; (B) 4 535 kg; (GB, de entrenamiento) 4 577 kg; (GB, con armamento) 5 216 kg
Dimensiones: envergadura con depósitos de punta de ala (modelos primitivos) 10,56 m; (GB) 10,85 m; longitud (modelos primitivos) 10,65 m; (GB) 10,67 m; altura 3,72 m; superficie alar: (modelos primitivos) 19,00 m²; (GB) 19,35 m²
Armamento: dos ametralladoras optativas de 7,7 mm en el fuselaje en los modelos primitivos, con seis soportes subalares para contenedores de ametralladoras, cohetes y/o bombas, o bien contenedores de cámaras fotográficas; carga máxima externa 907 kg en los modelos primitivos, 1 814 kg en GB y L
Usuarios: Argentina, Australia, Bolivia, Brasil (Xavante), Dubai, Ghana, Italia, Rep. de Sudáfrica (Impala 1), Togo (Xavante), Tunicia, Zaire, Zambia



Como otros aviones de entrenamiento modernos, el Aermacchi M.B.326 se ha utilizado también como avión de ataque ligero. El más efectivo de los modelos biplaza es el M.B.326GC, que aquí se ve como AT-26 Xavante, al servicio de la Força aerea brasileira.

Guerra aérea sobre Vietnam: capítulo 2.°

Tempestad sobre el Norte

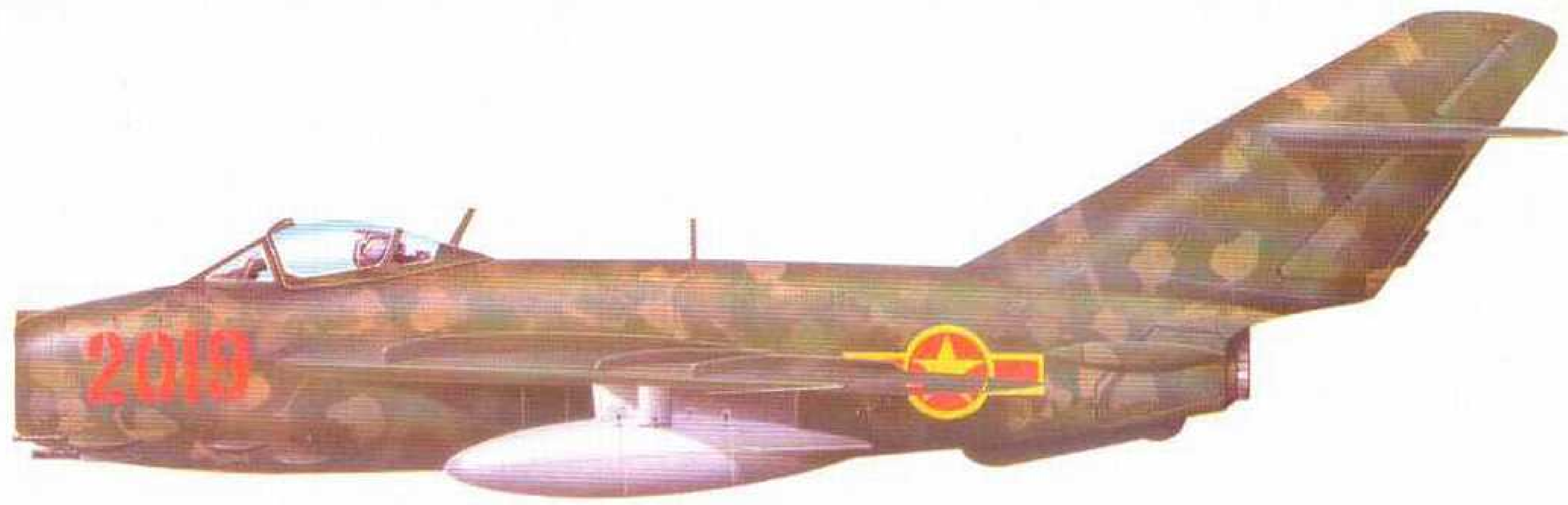
La suerte está echada. Alarmados por el auge de la guerrilla y por la debilidad política del régimen de Vietnam del Sur, los norteamericanos se han comprometido en una guerra abierta. Pero su inmenso potencial de fuego, especialmente aéreo, se revelará incapaz de forzar una solución en este remoto teatro bélico.

En 1965 la escalada aérea aumentó con rapidez. Este año vio entrar en liza muchos nuevos tipos de aparatos, nuevas técnicas, nuevos tipos de misiones, el inicio de los combates aire aire, el empleo inicial en la lucha de cohetes SAM teledirigidos, el comienzo en el Sureste asiático de la guerra electrónica y, casi por primera vez, el uso en combates aéreos de misiles dirigidos aire-aire. También vio por primera vez el envío de gran cantidad de fuerzas de tierra estadounidenses en lugar del anterior escaso número de «consejeros». Los primeros en ser enviados fueron 3 500 marines desembarcados en la base aérea de Da Nang el 7 marzo 1965; a fines de año el total de personal americano se acercaba al cuarto de millón, y en 1968 sobrepasaba en mucho el medio millón.

El aparato que soportó el peso de las primeras misiones de ataque contra Vietnam del Norte fue el Republic F-105 Thunderchief, conocido normalmente como Thud. Capaz de superar casi el doble de la velocidad del sonido, transportaba bombas en un compartimiento interior y, así, una vez vaciados sus depósitos para larga autonomía, podía atacar un objetivo en tierra a velocidad supersónica, aunque la mayor parte de sus ataques fueron realizados a 740-930 km/h. El Thud llevaba en el morro un radar multimodo que podía ser empleado también para batir objetivos aéreos; contra éstos podían utilizarse misiles AIM-9 Sidewinder o bien un cañón rápido de 20 mm montado en su interior. A pesar de ser el cazabombardero mejor equipado en aquellas fechas, el F-105 mostró en Vietnam deficiencias en aviónica, y muchos F-105D monoplazas fueron modificados con nuevos sistemas de lanzamiento y de control de fuego en la variante Thunderstick II, distinguible por una ancha espina dorsal desde la carlinga hasta el plano de deriva. Los biplazas F-105F de entrenamiento operativo evolucionaron en el Sureste asiático hacia el modelo EW (guerra electrónica) F-105G Wild Weasel (Comadreja salvaje), que transportaba receptores interiores y exteriores de gran potencia, analizadores y perturbadores para controlar, confundir e



Un F-4B perteneciente al *USS Midway* Carrier Group en un ataque en picado contra objetivos de superficie sobre Vietnam. Las bombas probablemente son Snakeye retardadas de 227 kg (foto Us Navy).



MiG-17
Curiosamente, el aparato de combate más utilizado por las Fuerzas aéreas norvietnamitas era otro F-4, designación china del MiG-17 construido bajo licencia. A pesar de ser obsoleto en algunos aspectos, el sencillo y útil MiG-17 estaba, en realidad, mejor dotado que los aparatos norteamericanos para los combates aéreos a corta distancia.

interferir los cada vez más numerosos radares norvietnamitas.

Al principio, en muchas misiones de los F-105D los aparatos volaban en formación y bombardeaban desde media altura, siguiendo las órdenes de un aparato mayor equipado con instrumentos de navegación y miras de mayor precisión. El avión-guía era normalmente un Douglas B-66 Destroyer, derivación terrestre bien equipada del mayor bombardero de la Marina, el A-3 Skywarrior. El B-66, poco empleado como bombardero, fue útil en Vietnam no sólo como avión-guía para formaciones de varios tipos de aparatos de combate monoplazas, sino también como plataforma de apoyo electrónico. La necesidad de un avión de combate electrónico, diseñado ex profeso, era evidente porque las fuerzas norvietnamitas estaban cada vez mejor equipadas con radares de alerta temprana, estaciones de dirección de tiro y baterías SAM. No era necesario que este tipo de aparato transportara bombas, pero debía ser capaz de anular o confundir las defensas enemigas, de modo que éstas no pudiesen dirigir su artillería antiaérea, orientar aviones interceptadores o guiar cohetes SAM. La USAF encontró su mejor aparato de combate electrónico en el EB-66C, remodelado para convertirlo en una estación electrónica volante, así como para transportar grandes cantidades de chaffs (delgadas tiras de plástico metalizado que llenaban el espacio con reflectores al radar).

Serie centenaria

Los F-100 ya mencionados sirvieron, tanto para el ataque a baja altura, como para misiones de combate aéreo a gran altura, llegando a ser de gran utilidad a pesar de su edad. El modelo más importante en Vietnam fue la última versión monoplaza, el F-100D, con aparatos suplementarios de navegación, piloto automático, mayor carga de bombas, y sistemas razonablemente amplios de lanzamiento de cargas. Disponía también de cuatro cañones M-39 situados bajo la proa, y estaba equipado normalmente con depósitos expulsables de gran capacidad y boquilla para una larga toma de aprovisionamiento en vuelo. Otro de los primeros aviones de combate de la «serie centenaria», el F-101 Voodoo, inició su servicio en esta zona, como el desarmado RF-101C, en misiones de reconocimiento fotográfico de largo alcance. Otro modelo de la serie centenaria, el F-104, a pesar de ser aclamado en 1956 como «el misil pilotado», desapareció de las Fuerzas aéreas norteamericanas y fue destinado posteriormente, en versión de ataque, a la exportación. Sin embargo, desde el otoño 1965 el F-104C efectuó en Vietnam muchas misiones como bombardero rápido táctico; al año siguiente fue camuflado como la casi totalidad de los aparatos de la USAF en aquella zona, e invariablemente fue provisto de boquilla de toma de combustible en vuelo para aumentar su autonomía, bastante limitada. Los aparatos de combate de la serie centenaria fueron reforzados por muchas unidades de la Guardia aérea nacional; así sucedió que muchos civiles que durante los fines de semana o las vacaciones volaban con la Guardia aérea nacional, ¡de pronto se encontraron con la sorpresa de estar realizando misiones en el Sureste asiático!



El Thunderchief hizo mucho más que limitarse a arrojar bombas. Aquí un F-105 del TFS 469 con base en Korat, Thailandia, derriba un MiG-17 norvietnamita, 35 millas al oeste de Hanoi (foto USAF).

Sobre Vietnam del Sur, un Republic F-105D de la Guardia aérea nacional americana se acerca a un KC-135 Stratotanker para repostar (foto USAF).



De todos los aparatos de combate en Vietnam, debe concederse el puesto de honor al McDonnell F-4 Phantom II, adquirido en 1961 por la Marina y la Infantería de marina, y que en 1964 fue también empleado por las Fuerzas aéreas. El Phantom y los todavía más sofisticados F-111 y A-6 de la Marina, realizaron posteriormente misiones de interdicción de largo alcance.

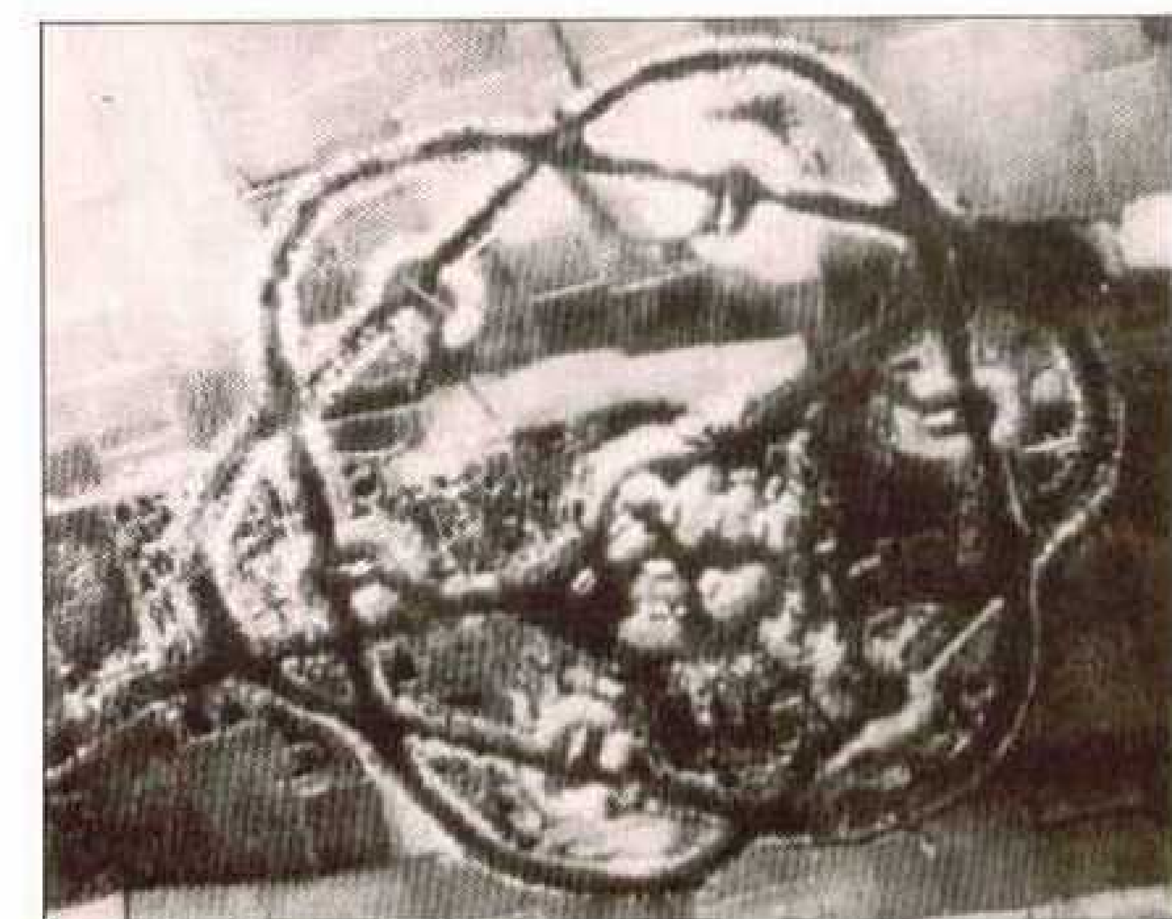
Reconstrucciones de la II Guerra Mundial

Desde el principio de la participación norteamericana, los B-26 Invader habían cubierto misiones de muy distinto tipo, a menudo pilotados por pilotos más jóvenes que el aparato (lo que ocurrió también en el Sureste asiático con otros modelos). A pesar de ser a fines de la II Guerra Mundial el mejor aparato de combate multiplaza del mundo, en 1960 estaba ya muy desgastado, principalmente en cuanto a fatiga de materiales; dos unidades se estrellaron en Vietnam del Sur debido a fallos estructurales, durante las primeras operaciones Farm Gate. En pleno entusiasmo por inventar aparatos *Co-In* a principios de los años sesenta, este aparato fue uno de los elegidos para su reconversión, y en 1963 la On Mark Engineering de California fabricó un nuevo modelo *Co-In*, el YB-26K. Con una estructura completamente nueva y mejoras aerodinámicas, disponía de motores Double Wasp de 2 500 hp, depósitos de punta de ala y armamento totalmente renovado. Las dos torretas defensivas de popa fueron eliminadas, pero en la proa se montaron ocho ametralladoras fijas de 12,70 mm y bajo las secciones exteriores de las alas se instalaron ocho soportes que permitieron conseguir una carga de hasta 3 630 kg de bombas. Se montaron también cámaras para reconocimiento diurno o nocturno en la popa de la bodega de bombas, resultando de todo ello un aparato de gran versatilidad.

Ojos sobre el enemigo

La localización de objetivos resultaba un arduo problema que motivó la aparición de nuevas técnicas, que se describen en el capítulo cuarto. Los aparatos de reconocimiento fueron al principio el A-26A, el supersónico RF-101C y los RF-8 y RA-5C de la Marina. El RF-8A era la variante sin armas, para reconocimiento fotográfico, del caza supersónico F-8. El North American (Rockwell) RA-5C Vigilante era más sofisticado; se trataba de una variante de un bombardero pesado embarcado, capaz de superar el doble de la velocidad del sonido. El RA-5C cargaba una gran cantidad de combustible extra en el depósito de reserva, y poseía la instalación de reconocimiento más avanzada del momento, con un gigantesco SLAR (radar lateral) situado en el vientre y una antena en un largo carenado exterior. Su equipo incluía además dos nuevos

Una base de cohetes tierra-aire SA-2 «Guideline» situada 25 millas al noroeste de Hanoi, fotografiada desde un RF-101C. Washington prohibió a sus fuerzas bombardear este tipo de objetivos (foto USAF).



North American F-100 Super Sabre

A pesar de ser obsoleto como interceptador de primera línea, el F-100 aún pudo desempeñar un importante papel en las primeras operaciones en el Sureste asiático. Operando en combate aéreo contra MiG norvietnamitas o en ataques a baja altura contra objetivos de superficie, el Super Sabre demostró ser versátil y duro. Al principio operó con el color plateado de sus orígenes como interceptador, pero pronto fue camuflado de acuerdo con los requisitos de su nuevo papel de ataque de superficie. Siete F-100F fueron los primeros en llevar a cabo operaciones contra bases SAM controladas por radar empleando equipos Wild Weasel 1 y misiles antirradiación. Este «Hun», un F-100A-61-NA, fue asignado al 208 TFS, con base en Tuy Hoa, en 1970.



sensores operacionales, detector termográfico de infrarrojos y LLTV (Low level tele vision). El detector termográfico de infrarrojos reproducía una imagen impresa de la superficie de la tierra en tonos grises diferentes, desde el negro para zonas frías, hasta el blanco para las calientes. Mostraba detalles tales como cuál de las chimeneas de una fábrica llevaba humo, qué avión en la pista había acabado de descender desde gran altitud (con combustible frío en sus depósitos), o en qué punto de una carretera había habido un camión aparcado unos minutos antes.

El reconocimiento fue también una de las misiones principales del único de los aparatos, entre los que actuaron en Vietnam, proyectado como *Co-In*. Especificado inicialmente como aparato de reconocimiento ligeramente armado, el Rockwell (North American) OV-10A Bronco se proyectó con una barquilla central corta que alojaba al piloto y al observador en tándem, con una corta pero eficiente ala alta y dos motores turbohélices situados delante de los largueros que soportaban la cola con dos planos de deriva. Proyectado para despegues y aterrizajes cortos desde pistas improvisadas, más versátil que veloz, ofrecía a su tripulación una visibilidad casi perfecta, y la opción de transportar ametralladoras fijas, bombas, cohetes, carga diversa,o bien cinco paracaidistas o dos enfermos en camillas y un médico ayudante, cargándolo todo por la parte posterior de la barquilla. Algunos de los primeros Bronco fueron destinados a la Infantería de marina y, pintados de negro no estándar, lograron excelentes marcas de combate desde 1968. Las Fuerzas aéreas pintaron de gris pálido sus aparatos, y a 15 de los que operaban en Vietnam se les añadió otras posibilidades: periscopio estabilizado de visión nocturna, un telémetro láser para tiro e iluminación del objetivo, y un receptor Loran con convertidor coordinado.

Aparatos sin piloto

Estas novedades fueron muy bien recibidas dada la penuria electrónica existente en Vietnam, que incluso tuvo que ser cartografiado de nuevo para conseguir ataques certeros. El Loran, vieja ayuda naval de tiempos de guerra, empleaba como referencia estaciones de tierra situadas con exactitud para obtener líneas de guía hiperbólicas por diferencias en el tiempo de señales de radio; en Vietnam fue utilizado como sistema electrónico de precisión en muchos tipos de aparatos tácticos. El sistema Loran montado en el Sureste asiático formaba una red electrónica con la que, incluso un pequeño aparato, podía fijar su posición con una precisión de pocos metros. Algunos de los aparatos que lo utilizaron eran RPV (vehículos pilotados por control remoto), la «familia» de los Teledyne Ryan 147, empleados en misiones de reconocimiento sobre Vietnam del Norte e incluso en el interior de China (este último país derribó ocho aparatos sin piloto en mayo 1965 y exhibió los restos en Pekín). Con sus grandes alas de planeador, el Type 147 era transportado bajo el ala derecha de una versión especial del transporte Lock-

Un F-100D vira hacia su objetivo en el delta del Mekong, reduciendo velocidad por medio de sus aerofrenos. La falta de otros equipos indica que se trata de una operación antiguerrilla (foto USAF).



El piloto de un B-57B de interceptación nocturna y de control aéreo avanzado, efectuando la revisión antes de salir en misión nocturna, en 1965. Basado en el Canberra, de diseño británico, el Martin B-57 jugó un importante papel en Vietnam (foto USAF).

heed Hercules, el DC-130. El «avión madre» procuraba volar por debajo del espacio vigilado por los radares norvietnamitas y, en el lugar más adecuado, encendía el motor del aparato teledirigido y lo soltaba. Durante las siguientes horas dirigía el vuelo del aparato sin piloto gracias a un seguro enlace por microválvulas. A pesar de que el Type 147 podía volar a más de 18 000 m de altura, alguna de sus incursiones sobre objetivos importantes fue realizada a muy baja altura. Una secuencia fotográfica muestra un Type 147 siendo dirigido con precisión por debajo de unos cables de alta tensión en el Vietnam del Norte. Los sensores de a bordo variaban con su misión, pero podían consistir en cámaras, detectores termográficos con infrarrojos, TV y receptores pasivos que conectaban con las emisiones electrónicas del enemigo, de forma que las nuevas instalaciones de radar y de misiles podían ser detectadas y fotografiadas. En su viaje de regreso a la base, el aparato teledirigido coincidía con un helicóptero especial, un HH-3E, que en un determinado punto detenía el motor del avión sin piloto, abría su paracaídas de recuperación y lo recogía a continuación por medio de un largo brazo.

No se perdió ningún RPV por interceptación de aparatos de combate, pero a principios de 1965 las defensas aéreas norvietnamitas aumentaron rápidamente en efectividad. Las Fuerzas aéreas norvietnamitas disponían en aquel momento de pocos aviones: sólo unos 50 cazas MiG-15bis y MiG-17 que, a pesar de ser ágiles en combates a corta distancia, resultaban anticuados frente a los modelos occidentales. La mayor parte de sus pilotos carecía de experiencia; ningún avión de las Fuerzas aéreas norteamericanas se encontró con un MiG hasta el 17 junio 1965, en que dos F-4B embarcados en el portaviones *Midway* tropezaron con cuatro MiG-17. Los encontraron de frente, y a una velocidad superior a los 1 850 km/h hubiera resultado absurdo intentar cumplir las instrucciones de Washington en el sentido de que antes de abrir fuego era imprescindible la identificación visual (¡a pesar de ello, los informes oficiales señalan que se hizo así!). Los F-4 lanzaron sus misiles AIM-7 Sparrow, y dos de los MiG hicieron explosión. La Marina americana había utilizado por primera vez en el mundo misiles aire-aire teledirigidos por radar en combate aéreo real, con un resultado positivo al 100 %. Tres días más tarde, unos aviones muy diferentes, también con base en el *Midway*, se apuntaron una victoria en combate aéreo única en la historia, que reflejaba por otra parte el grado de inexperiencia de los pilotos de las Fuerzas aéreas norvietnamitas. Cuatro pesados A-1 con motor de pistón se hallaban cubriendo una misión de rescate cuando fueron atacados por cuatro MiG. En el curso del combate, dos A-1 consiguieron abatir un MiG con fuego de ametralladora de 20 mm.

North American Super Sabre F-100 del 120 TFS en la base aérea de Phan Rang, Vietnam del Sur. Operando tanto en misiones de cobertura aérea como en ataques al suelo, fueron la espina dorsal de las operaciones tácticas en los principios de la guerra (foto USAF).

Próximo capítulo:

La ruta prohibida

Fuerzas aéreas norteamericanas sobre Vietnam

Ante una oposición aérea casi inexistente, las Fuerzas aéreas norteamericanas en Vietnam pudieron emplear todo su potencial de cazas en papeles tácticos. El control aéreo avanzado, realizado por aparatos lentos, permitía a los cazas pesados tales como el F-100, F-105 y F-4 arrojar cargas masivas de proyectiles sobre las fuerzas norvietnamitas que se arriesgaban a un combate abierto. Equipos suplementarios permitían emplear misiles y bombas «inteligentes» contra los sistemas de radar.

1. Los F-4 de las Fuerzas aéreas se apuntaron sus primeras victorias sobre los cazas MiG cuando dos F-4C del 45 TFS derribaron dos MiG-17.

2. Uno de los primeros RF-4C en entrar en acción; la tripulación de tierra despeja para el arranque en mayo 1966.

3. Un B-57B del 8.º TBS preparado para partir a Phan Rang.

4. Una imagen familiar en Vietnam: los morros de los F-105D, los «Thud», en la base de Takhli, en febrero 1966.

5. Urgente rearme de un F-4D de la 37 TFW en Phu Cat en marzo 1970.

6. Casi la totalidad de los F-105D de la USAF pasaron por Vietnam; éstos pertenecen al Ala 355.

7. Un F-4C lanza sus cohetes contra un objetivo en marzo 1966.

8. Phantom F-4D armados con bombas «inteligentes» repostando en vuelo junto a un KC-135, en noviembre 1971.

9. Dos F-104C sobre Vietnam en diciembre 1965 (todas las fotos USAF).



1


2


3


4



5


6


7



8


9

¡Phantom!

Un nombre que infunde respeto al enemigo e inspira la confianza de sus pilotos; una carta de triunfo que durante dos décadas ha asegurado la victoria en el aire. Y sin embargo, este caza multi-récord fue inicialmente rechazado por los expertos que más tarde iban a convertirlo en el elemento primordial de sus Fuerzas aéreas.

Reconocible por su estruendo, parecido al de un órgano desafinado, y por su doble estela de humo, el F-4 Phantom II fue el mayor caza americano de su tiempo y, simultáneamente, el más poderoso, el más rápido, el de mayor techo y radio de acción. En la escena mundial había cazas soviéticos más grandes, pesados y poderosos, pero eran inferiores al Phantom —como los demás cazas— en versatilidad y en la carga bélica que podían transportar. En cierto modo, con el Phantom la McDonnell Aircraft había creado durante los años cincuenta el mejor avión de combate del mundo de las dos décadas siguientes.

Se supone que los cazas deben ser pequeños, estilizados y ligeros; y muchos opinan que un buen caza debe ser bonito. El nuevo avión de caza que atronaba las pistas de Lambert Field, el aeropuerto municipal de San Luis, en 1958 no era ninguna de tales cosas. Parecía un enorme cacharro deslucido, tan grande como un bombardero de la II Guerra Mundial, con dos motores, dos asientos y una silueta desfigurada por las abultadas tomas de aire. Uno de sus primeros tripulantes, un oficial de la Marina americana, lo describió así: «desmañado como un pato viejo y gordo, con la cola gacha y desplumada». A un piloto de las Fuerzas aéreas le pareció tan feo que «pensé que nos lo habían entregado boca abajo». Este caza era el F-4 Phantom II. Iba a pulverizar todos los récords para aviones de caza, sobrepasando a sus muchos rivales en velocidad, carga de armas, poder de detección del radar e incluso seguridad en vuelo bajo, hasta convertirse en el patrón con el que todos sus contemporáneos hubieron de medirse.

Los Phantom han salido de las cadenas de montaje de San Luis durante 23 años. En términos financieros ha sido el mejor caza de toda la historia, en cualquier país. Y todo empezó cuando la McDonnell Aircraft Company (MAC) perdió en mayo 1953 un vital contrato para el primer caza supersónico de la Marina norteamericana. Los ingenieros de MAC decidieron entonces diseñar un caza aún mejor. Recogieron toda la información posible sobre los

Un Phantom FGR.2 del 43.° Squadron de la RAF, los «Gallos de pelea» de Leuchars, intercepta un avión de reconocimiento de largo alcance soviético TU-95 «Bear», fuera del espacio aéreo británico. Esta es sólo una de las muchas tareas que este versátil aparato lleva a cabo en las naciones en que opera (foto MoD británico).





De acuerdo con las nuevas tendencias de la Marina e Infantería de marina de EE UU sobre distintivos de baja visibilidad, este RF-4B lleva pintadas en contrastes bajos sus insignias, correspondientes al Squadron de fotorreconocimiento VMFP-3, con base en El Toro, California.



La industria alemana occidental ha jugado un importante papel en el programa de producción de los F-4, en proporción que crece si se toma en cuenta el número de Phantom fabricados para este país. Dos Alas de la Luftwaffe han sido equipadas con RF-4E: el de la ilustración pertenece al AG (Aufklärungs Geschwäder) 52 de Leck.



El F-4C fue el modelo original, con «cambios mínimos», que utilizó la USAF; 36 unidades sirven asimismo en el Ejército español. Este ejemplar equipado con detector de infrarrojos servía en 1980 con el 171.° Squadron de caza de Michigan.



El F-4D fue el primer modelo con base en tierra, diseñado especialmente para cumplir ciertos requerimientos de la USAF, sobre todo el ataque a objetivos de superficie. Este ejemplar volaba en 1970 con el 306.° Squadron de caza de las Fuerzas aéreas imperiales de Irán.

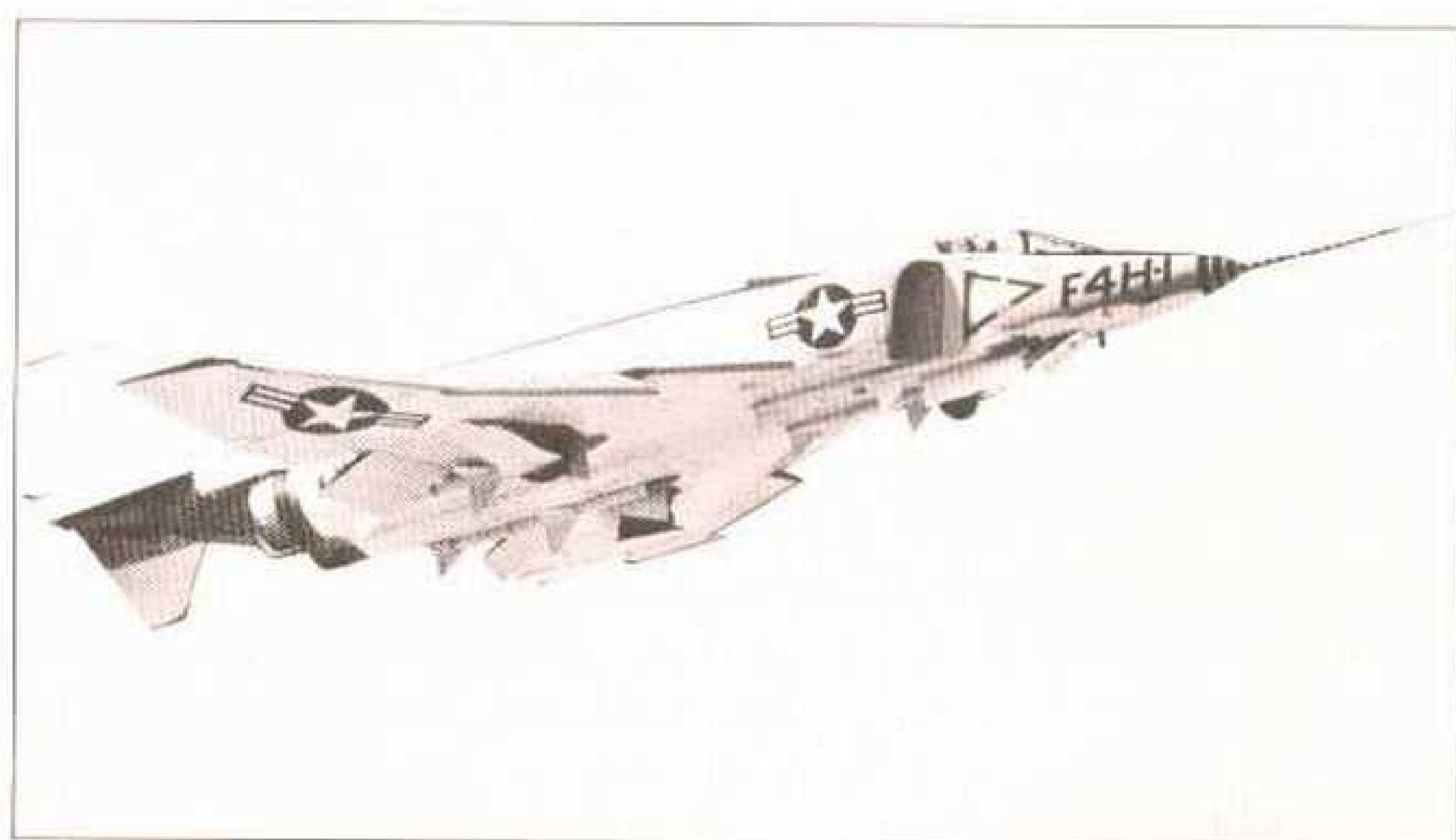
proyectos de la Marina y sobre sus previsibles necesidades futuras, y en 1954 realizaron una maqueta del F3H-G con dos motores Wright J65, cuatro cañones y once soportes de armamento para una pesada y variada carga militar. En noviembre, la perseverancia de MAC tuvo como premio un contrato de la Marina para dos prototipos designados AH-1, similares al F3H-G pero con dos de los nuevos y excelentes motores General Electric J79 que ya estaban disponibles. Este motor, mucho más potente, permitía alcanzar mejores prestaciones, y el equipo de MAC rediseñó las tomas de aire y las toberas para regular con precisión el caudal de aire por encima y por debajo de Mach 2.

Caza de defensa de la flota

Tan impresionante era el potencial del avión de ataque polivalente AH-1, que la Marina decidió examinarlo con detalle. En abril 1955 una delegación llegó a San Luis y pidió a MAC que lo rediseñase como caza de defensa naval, el F4H-1. Diez de los once soportes fueron eliminados, dejando sólo el central para transportar un gran depósito expulsable de combustible; los cañones fueron reemplazados por cuatro de los nuevos misiles aire-aire Sparrow II, semihundidos en el vientre plano del sorprendentemente ancho fuselaje; y el morro albergaba un potente y versátil radar, manejado por el segundo miembro de la tripulación y diseñado especialmente por la Westinghouse.

El contrato AH-1 fue sustituido por otro para dos cazas F4H-1 Phantom II en mayo 1955, y el primero de ellos, con número del Bureau of Aeronautics 142259, hizo su primer vuelo en San Luis el 27 mayo 1958. Desde el primer momento demostró ser un caza de extraordinario potencial, y rápidamente desbancó al XF8U-3 (un excelente avión construido por Vought,la compañía que había ganado a MAC en 1953) y comenzó la producción en serie. La compleja ala y el sistema de flaps soplados se instalaron a partir del sexto F4H-1; otras mejoras consistieron en un radomo más abultado y puntiagudo que alojaba un radar con un plato explorador mayor, un detector de infrarrojos en una cápsula carenada situada bajo el radomo, soportes subalares para alojar un Sparrow o dos misiles Sidewinder de corto alcance en cada lado, y una sonda de reaprovisionamiento en vuelo. Cuando se midieron sus prestaciones en vuelo, éstas sobrepasaron las cifras garantizadas en un porcentaje sin precedentes: ¡el 75 %!

Hacia 1959 los Phantom empezaron a cosechar la mayor colección de récords mundiales alcanzados por un solo tipo de avión. El primero fue el récord de altura absoluta, el 6 diciembre 1959, con 30 040 m. El siguiente en caer fue el récord de los 600 km en circuito cerrado, conseguido por el US Marine Corps el 5 setiembre 1960. El récord oficial fue de 15 min 19,2 seg, a 1 958,19 km/h; pero en realidad se acercó a los 2 116 km/h, si se cuenta la distancia recorrida en los amplios giros.



Esta histórica foto muestra el primer prototipo F4H-1 plegando el tren de aterrizaje en su primer despegue del aeropuerto municipal de San Luis, el 27 de mayo 1958. Sin importantes modificaciones, el nuevo caza entró en el servicio activo en 1960 (foto McDonnell Douglas).

Tres semanas después, el circuito de los 100 km fue batido en un tiempo de 2 min 40,9 seg, a 2 237,4 km/h; realmente el recorrido, debido a una ligera inclinación, fue de 104,9 km, lo que supone una velocidad real de algo más de 2 348 km/h.

Cayó después el récord de la travesía de EE UU, utilizando el reaprovisionamiento en vuelo. El 28 agosto 1961 la Marina consiguió el récord de velocidad a baja cota en 1 452,87 km/h, en el cálido y turbulento aire del desierto. El 22 noviembre del mismo año, el rey de los récords cayó en manos del Phantom: el de velocidad en línea recta a gran altura, con una media de 2 585 km/h en dos sendas opuestas, a casi 2,6 de Mach.

Llegaron después otros récords, incluidos tiempos de trepada que ningún otro avión pudo alcanzar: el nivel de los 3 000 m fue sobrepasado 30 seg después del comienzo del despegue.

Infantería de marina y Fuerzas aéreas

Los Phantom pasaron a formar parte de la Marina y del cuerpo de Infantería de marina de EE UU en diciembre 1960, estableciendo nuevos estándares en casi todos los aspectos de la capacidad operativa. La denominación se cambió en 1962, y el modelo original F4H-1, del que se habían construido 45 unidades, se convirtió en F-4A. Se distinguía por una línea continua de la cabina a la deriva y por un pequeño radomo con antena de radar de 61 cm de diámetro. El primer modelo producido en serie fue el F-4B con cabina abultada, tomas de aire mejoradas, mayores conductos de alimentación de los motores J79-8 (con una potencia de 7 711 kg de empuje) y un radomo mayor que alojaba un radar APQ-72 con un disco de 81 cm de diámetro. Las pruebas demostraron que este modelo podía cargar 7 258 kg de armamento en cinco soportes, bastante más que el más pesado bombardero de la Marina y mucho más que cualquier caza táctico en servicio con las Fuerzas aéreas. MAC construyó 637 unidades de este modelo y algunos cientos de ellas sirvieron en Vietnam efectuando ataques desde portaviones, bombardeos desde bases en tierra, incursiones de combate y misiones de control aéreo avanzado.

Todo ello impresionó a las Fuerzas aéreas que, después de prolongadas pruebas, decidieron en marzo 1962 adquirir el Phantom como unidad estándar de la mayoría de las Alas del Mando aéreo táctico. Designado inicialmente F-110, el modelo para las Fuerzas aéreas fue posteriormente denominado F-4C. Disponía de neumáticos mayores de baja presión, arranques neumáticos de cartucho para los motores J79-15, frenos antideslizantes, un receptáculo para las «sondas volantes» del sistema de reaprovisionamiento en vuelo, mandos dobles y varios cambios en la electrónica. MAC entregó 583 F-4C entre 1963 y 1966.

El éxito del F-4C condujo inmediatamente a dos nuevos modelos. Uno fue el RF-4C, la plataforma de reconocimiento táctico más avanzada de su época. El radar APQ-72 fue reemplazado por el pequeño conjunto APQ-99 para la navegación, vuelo a baja cota sin visibilidad y sistema anticolisión; en el resto del morro remodelado iban instaladas cámaras oblicuas delanteras, laterales y panorámicas. En el vientre fue instalado un radar de exploración lateral, de gran precisión. Posteriormente este equipo fue sustituido por un



Pintado con el actual camuflaje estándar para los aviones tácticos de combate de la JASDF (Japón), este RF-4EJ es una de las versiones de reconocimiento multicensor servida al Japón desde San Luis, inicialmente para el 501.º Squadron (foto McDonnell Douglas).

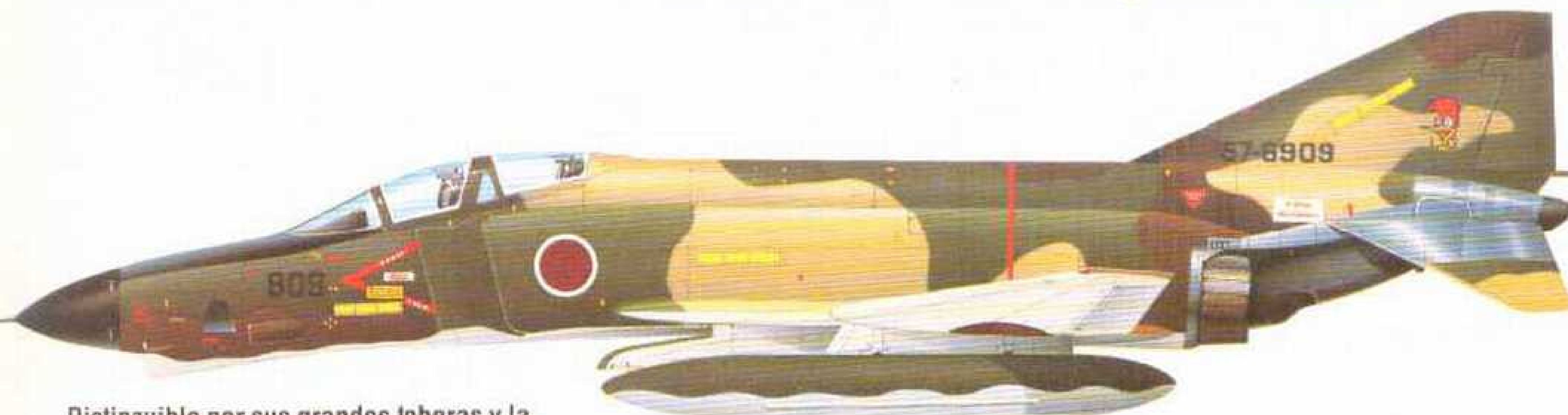
Vista interior del McDonnell Douglas F-4E Phantom II

1 Estabilizador de estribor
2 Descarga estática
3 Paneles de borde de fuga
4 Contrapeso del estabilizador
5 Largueros de construcción del estabilizador
6 Alojamiento delparacaidas
7 Cono de cola/compuerta de salida del paracaidas de cola
8 Tubo de descarga de gases de los depósitos de combustible
9 Timón en panal de abeja
10 Contrapeso del timón
11 Carenado del radar de alerta de cola
12 Luz de navegación trasera
13 Carenado de antena de deriva
14 Antena de comunicaciones
15 Viga principal de la deriva
16 Tira lum nosa para vuelos en formacion
17 Actuadores del timón
18 Eje de los estabilizadores
19 Cierre eje estabilizadores
20 Slot de borde de ataque fijo
21 Martinete hidráulico de los estabilizadores
22 Viga frontal de la deriva
23 Sonda ce presión del sistema alimentación estabilizador
24 Luz anti-colisión
25 Mecanismo de balance sistema alimentación estabilizador
26 Conducto de refrigeración de aire del cono de cola
27 Forro antitérmico del cono
28 Alojamiento gancho cola
29 Gancho de cola, bajado
30 Tobera de escape
31 Fuelle del sistema de alimentación artificial del timón
32 Borde de ataque de la deriva
33 Toma de aire presión dinámica
34 Depósito combustible n.º 7 capacidad 318 l
35 Ranuras de la refrigeración por aire del motor
36 Martinete de acción del gancho de cola y amortiguador
37 Tubería de ventilación del combustible
38 Depósito n.º 6, capaidad 806 l
39 Refuerzo de la tubería de expulsión de gases
40 Acceso compartimiento motor
41 Misil aire-aire AIM-7E-2 Sparrow
42 Alojamiento semioculto misil
43 Actuadores tobera de escape
44 Poscombustión
45 Depósito n. u2o 5, capacidad 681 l
46 Paneles de acceso al depósito
47 Tuberías del combustible
48 Conductos de los cables de control de los estabilizadores
49 Depósito n.º 4, capacidad 761 l
50 Estructura del compartimiento motor
51 Antena del sistema TACAN
52 Depósito n.º 3, capacidad 556 l
53 Tanque de aceite para el motor
54 Motor Gen. Electric J79-GE-17A
55 Accesorios motor
56 Unión viga trasera del ala
57 Compuerta tren de aterrizaje principal
58 Alojamiento para ruedas del tren de aterrizaje principal
59 Servo ce control lateral
60 Acumulador hidráulico
61 Martinete de actuación freno aerodinámico de intradós
62 Martinete hidráulico del flap
63 Flap de estribor
64 Estructura en panal de las superficies de control
65 Alerón de estribor
66 Unidad control fuerza alerón
67 Amortiguador de vibración aerolástica
68 Alojamiento del deflector aerodinámico (spoiler)
69 Ventilación del combustible de los depósitos de ala
70 Sección diédrica externa del ala
71 Luz de identificación trasera
72 Iluminación de punta de ala para vuelos en formación
73 Luz de navegación de estribor
74 Antena de radar de alerta
75 Estructura sección externa del ala
76 Flap de borde de ataque
77 Varillaje de mando del slat
78 Martinete hidráulico del slat
79 Unión sección externa del ala
80 Escuadra de guía aerodinámica de estribor («fence»)
81 Válvula del sistema de ventilación del combustible
82 Cabeza de la pata del tren de aterrizaje principal
83 Unión del pilón externo
84 Martinete hidráulico de accionamiento del slat interro
85 Pilón externo de estribor
86 Compuerta de la pata del tren de aterrizaje principal
87 Frenos de disco
88 Rueda de estribor
89 Depósito externo de combustible de estribor, capacidad 1 400 l
90 Flap borde de ataque interno, abierto
91 Varillaje accionamiento del slat
92 Martinete hidráulico de retracción del tren de aterrizaje
93 Cierre superior del tren de aterrizaje
94 Depósito de combustible del ala estribor, capacidad 1 192 l
95 Estructura depósito integral
96 Fijación del pilón interno
97 Antena de telemetría de borde de ataque
98 Pilón interno de estribor
99 Lanzador gemelo de misiles
100 AIM-9 Sidewinder
101 Panel abisagrado de accesc
102 Viga frontal del ala
103 Depósito hidráulico
104 Iluminación para vuelo en formación
105 Bastidor principal fuselaje
106 Compresor entrada de aire
107 Estructura del conducto de entrada de aire
108 Depósito n.º 2, capacidad 700 l
109 Receptáculo de reaprovisionamiento en vuelo, abierto
110 Pata de babor del tren de aterrizaje principa
111 Unidad control fuerza alerón
112 Alerón de babor
113 Amortiguador de vibración aerolástica del alerón
114 Deflector aerodinamico babor
115 Martinete hidráulico del deflector aerodinámico
116 Tubería de ventilación del depósito de ala
117 Sección externa ala de babor
118 Luz de identificacón trasera
119 Luz de formación punta de ala
120 Luz de navegación de babor
121 Antena del radar de alerta
122 Flap de borde de ataque externo de babor
123 Martinete hidráulico del flap de borde de ataque
124 Escuadra de guía aerodinámica de babor («fence»)
125 Borde de ataque en «diente de perro»
126 Flap de borde de ataque interno, abierto
127 Depósito externo de combustible de babor, capacidad 1 400 l
128 Martinete hidráulico del flap de borde de ataque interno
129 Depósito de combustible del ala de babor, capacidad 1 192 l
130 Luz de navegacion
131 Antena del identificador electrónico «amigo-enemigo»
132 Compartimiento del equipo de aviónica
133 Plataforma giroestabilizadora
134 Depósito n.º 1, capacidad 814 l
135 Conducto de aire
136 Conexiones hidráulicas
137 Arranque por carucho
138 Bombona de aire del sistema neumático
139 Tubería drenaje de aire motor

AVIAGRAPHICA

La versión final del caza Phantom, el F-4E, disponía de mayor potencia, mayor capacidad de combustible y un moderno radar; más tarde se equipó con un cañón interno y slats. Este F-4E está asignado al 32.° TFW en Camp Amsterdam (Soesterberg), Países Bajos.





El RF-4E es la última versión del Phantom de reconocimiento multi-sensor; está dotado del potente motor Dash-17 y de un séptimo depósito de combustible en la sección final del fuselaje. Este ejemplar, fabricado enteramente por McDonnell, sirve en el 501.° Hiko-Tai de la JASDF en Hyakuri, Honshu.



Distinguible por sus grandes toberas y la instalación de ECM (contramedidas electrónicas) en el extremo del empenaje, el Phantom FGR.2 está equipado con motor Spey y con los excelentes misiles Sky Flash. Este aparato del 19.° Squadron de la RAF, con base en Wildenrath, República Federal de Alemania, está pintado según las recientes normas sobre baja visibilidad.

140 Alojamiento del misil AIM-7 delantero
141 Depósito de combustible ventral, capacidad 2 271 l
142 Ranuras de drenaje de aire
143 Compartimiento de aviónica
144 Martinete rampa de toma de aire variable
145 Ranuras de drenaje de aire
146 Asiento eyectable Martin-Baker del operador de radar
147 Arneses de seguridad
148 Manija de la pantalla protectora facial
149 Cubierta del puesto de pilotaje trasero
150 Bisagras cubierta delantera
151 Mampara cristal de separación
152 Consola de instrumentos del operador de radar
153 Martinete de la cubierta
154 Toma de aire de babor
155 Asiento eyectable Martin-Baker del piloto
156 Rampa frontal toma de aire
157 Toma de aire de estribor
158 Agujeros de drenaje de aire
159 Placa divisoria capa límite
160 Contenedor de contramedidas electrónicas ALQ-72 (reemblaza al misil Sparrow delantero)
161 Bomba guiada HOBOS
162 Compuerta rueda delantera
163 Misil semihundido Sparrow
164 Luz de formación delantera
165 Equipo acondicionador de aire
166 Baterías
167 Consola lateral de estribor del piloto
168 Arneses seguridad del asiento
169 Palanca de gases del motor
170 Rampa frontal de la toma de aire de babor
171 Cubierta del puesto de pilotaje delantero
172 Pilón interno ala de babor
173 Uniones del pilón
174 Unidad de lanzamiento del eyector triple
175 Bombas Mk 84 de 227 kg
176 Extensores espoleta bomba
177 Paneles del parabrisas
178 Sistema de puntería computerizado del piloto
179 Cubierta panel de instrumentos
180 Palanca de control
181 Pedales del timón
182 Mamparafrontal cabina
183 Equipo de refrigeración
184 Antena de comunicaciones
185 Martinete rueda delantera
186 Puntal del tren de aterrizaje delantero
187 Ruedas gemelas
188 Brazo torsor rueda delantera
189 Lámparas aterrizaje y carreteo
190 Toma dinámica de aire para el sistema de aire acondicionado
191 Sonda del ángulo de ataque
192 Tambor de municiones
193 Tobera dispersora de lluvia
194 Antena sistema de dirección
195 Estructura del compartimiento de municiones
196 Cañón revólver M61A-1 de 20 mm
197 Carenado del cañón
198 Radar control de tiro AN/APQ 120
199 Montaje antena del radar
200 Carenado bocacha del cañón
201 Antena del radar
202 Radomo
203 Tubo pitot

McDonnell Douglas F-4E Phantom II

Especificaciones técnicas
Tipo: Caza biplaza multi-misión
Propulsión: Dos turbojets General Electric J79-GE-17 de 8 117 kg de empuje, con poscombustión
Prestaciones: Velocidad máxima (en configuración limpia) 2 304km/h o Mach 2,17; trepada en despegue (configuración limpia) 15 180 m por minuto; techo de servicio 18 975 m; radio de acción (con cuatro AIM-7F Sparrow, una Mk 28 y dos depósitos externos) en misión hi-lo-hi, 680 km; radio de acción en vuelo de traslado 2 593 km
Pesos: en vacío 13 770 kg
con carga máxima 28 055 kg
Dimensiones: envergadura 11,68 m
longitud 19,2 m
altura 5 m
superficie alar 49,24 m²



Armamento: Un cañón M61 A-1 de 20 mm con 639/640 disparos, cuatro misiles AIM-7E2 o 7F Sparrow III semihundidos en el fuselaje; soporte central para cualquier tipo de carga, como una M-118HE de 1 370 kg, bombas nucleares, incendiarias, perforantes u otras; contenedores con cañones SUU-16A o 23/A, depósitos dispersores, arrastrador de blancos o cohetes aire-superficie; cuatro soportes subalares para Shrike, Standard ARM, Walleye, Harm u otros misiles (los soportes internos sólo pueden cargar un Sparrow o dos Falcon, dos Sidewinder u otros misiles similares) más una amplia variedad de contenedores de contramedidas electrónicas y depósitos



El Phantom II tiene ya casi 30 años, demasiada edad para un caza. Pese a esto, sus características lo mantienen como un avión de combate de primera línea, capacitándolo para misiones de ataque al suelo y combate aire-aire. El JV308 es un F-4E-35-MC, serie 67-308, que fue entregado a finales de setiembre de 1968 y enviado al Sureste asiático formando parte del 388 Tactical Fighter Wing (Ala táctica de caza) con base en Korat, Thailandia. Combatió en Vietnam, fue después transferido a la 432 TFW en Udorn, y regresó en 1973 a Estados Unidos.



Difícil de distinguir de las usuales versiones de caza, el RF-4C no lleva armas, sino sofisticados sensores de reconocimiento y sistemas de comunicaciones. Este par de RF-4C de la 363 Wing de la USAF despegan de la base de Nellis durante los ejercicios Red Flag de 1981 (foto Denis J. Calvert).

detector de infrarrojos de barrido lineal que proporcionaba una clara imagen térmica de la zona explorada en vuelo. Del morro a la cola, el RF-4C iba equipado con gran cantidad de equipos especiales de comunicaciones y electrónicos. Las Fuerzas aéreas adquirieron 505, y la Infantería de marina convirtió 46 cazas F-4B en modelos RF-4B, similares al RF-4C.

Variantes terrestres

Otro modelo nuevo fue el F-4D, que nació a consecuencia de una interpretación más flexible de la ley de que las Fuerzas aéreas tenían que aceptar el F-4C con cambios mínimos. El ala plegable y otros caracteres navales se mantuvieron, pero el F-4D introdujo muchos aparatos electrónicos diseñados especialmente para misiones desde tierra y contra blancos terrestres. Se instaló un sistema de navegación inercial, junto con un radar mejorado, una mira óptica computerizada, computador de lanzamiento de armas, y una impresionante colección de equipo bélico electrónico. Se instalaron asimismo generadores eléctricos más potentes y se hizo al F-4D compatible con las bombas «inteligentes» (smart bombs), los misiles aire-suelo Maverik, los aire-aire Falcon y otras muchas armas. MAC entregó 825 unidades de esta serie y los F-4D volaron muchas más horas en Vietnam que cualquier otro caza, exceptuando el F-100.

Como el último modelo para las Fuerzas aéreas se diseñó el F-4E con aviónica mejorada; y en el proceso de diseño se decidió equiparlo con un motor J79 más potente, el Dash 17A de 8 119 kg de empuje, lo que hizo necesario añadir un séptimo depósito de combustible en el fuselaje, hacia la cola. El principal cambio previsto era un nuevo radar, y Westinghouse produjo finalmente el APQ-120 de cristal sólido, que ofrecía mejores prestaciones con un tamaño menor, alojable en un morro más puntiagudo. Se instalaron nuevos asientos expulsables Martin-Baker del tipo cero/cero y se dotó a los planos de cola de slats de borde de ataque invertido, previamente vistos en otros modelos (F-4J, K y M). Las entregas del F-4E comenzaron en 1967 pero, cinco años después, los frecuentes accidentes por barrenas planas en Vietnam (causadas por virajes cerrados a muy baja altura con muchas toneladas de carga a bordo) determinaron la adopción de un borde de ataque alar con slats en lugar de los flaps soplados.

Sus alas ranuradas no evitaron radicalmente el número de accidentes fatales pero redujeron significativamente el radio de giro y mejoraron el F-4E como caza en combate cerrado. Tras múltiples discusiones otro cambio rectificó la principal deficiencia del Phantom: la falta de un cañón fijo. Hasta entonces, los cañones podían acoplarse eventualmente en contenedores externos, pero en 1967 se instaló un cañón revólver M-61 de 20 mm bajo el morro, alimentado con un tambor de 640 disparos.



Aparte de EE UU, el país que más Phantom posee es Israel, ya que la Heyl Ha'Avir recibió 204 F-4E, similares al de la foto, más 12 ejemplares de reconocimiento RF-4E. Han intervenido en numerosas misiones de combate, y recientemente en el sur del Líbano y Siria (foto Camera Press).

Los Phantom se alistan en la Marina real británica

En 1964, la Marina real británica decidió comprar el Phantom y, después de un largo desarrollo, el F-4K entró en servicio en 1968-69. Estaba movido por turbofans Rolls-Royce Spey con poscombustión, alimentados por conductos agrandados y con toberas más cortas pero más anchas. A pesar de proporcionar 9 231 kg de empuje unitario, tales motores redujeron las prestaciones del F-4 excepto en el alcance. Denominado Phantom FG.1 por el Arma aérea de la Flota, el F-4K disponía también de morro plegable, pata delantera del tren de aterrizaje extensible para adaptarse a las catapultas de despegue británicas, y slats invertidos en los planos de cola, así como equipo y aviónica británicos. La Marina adquirió 24 y 28 más fueron a la RAF, que también compró 118 unidades de una versión más moderna, el F-4M o FGR.2 en la designación británica. Disponía de tren de aterrizaje reforzado y frenos antideslizantes, así como un sistema completamente nuevo de navegación y ataque y otros muchos equipos electrónicos modernizados que desde 1975 incluyen un sistema analógico de alerta con antenas en una larga extensión plana añadida sobre la deriva vertical. Las cargas externas incluyen un gran contenedor EMI multisensor en el soporte central.



De la más costosa de todas las versiones del Phantom, el F-4G Wild Weasel II, auténtica plataforma de guerra electrónica, se han producido 116 unidades entre 1975 y 1981, remodelando F-4E. Este ejemplar sirve en el 81.° TFS, en la base de Spangdahlem, Alemania Federal.



El F-4N es básicamente un F-4D remodelado y mejorado, similar al F-4J pero sin los slats alares, lo que le convertiría en F-4S (F-4J mejorado). Este F-4N vuela en una de las más famosas unidades de caza de la Marina de EE UU, el VF-111, «The Sundowners».

En 1963 la Marina y la Infantería de marina de EE UU planificaron un Phantom de segunda generación, basado tan estrechamente como fuese posible en el F-4B; proyecto que se concretó en el F-4J. Tenía motores Dash-10 de 8 119 kg, un sistema de control de armas y misiles integrado con un nuevo radar, un séptimo depósito de combustible en el fuselaje, cola ranurada, asientos Martin-Baker cero/cero, tren de aterrizaje reforzado, alerones abatibles y generadores eléctricos modernizados. MAC construyó 522 ejemplares de esta versión hasta 1972. El F-4N fue un F-4B ampliamente remodelado con nuevos equipamientos; se fabricaron 227 unidades. También el F-4S era un F-4J remodelado con célula resistente a la fatiga, slats de borde de ataque y flaps de salida, secciones externas de los planos completamente nuevas y aviónica de control de tiro modernizada. En 1981, se han producido casi 300, y continúan fabricándose.

Comadreja salvaje

Un Phantom aún más remodelado, el F-4G Advanced Wild Weasel (Comadreja salvaje avanzado) es el vehículo estándar de la USAF para la supresión de radares hostiles, especialmente los de guía de misiles tierra-aire. El F-4G se puede producir reformando un F-4D o F-4E; de hecho la mayoría proceden de este último. El principal nuevo subsistema es el APR-38 RHAWS (Radar homing and warning system, Sistema de radar buscador y de alerta), con 57 antenas distribuidas por todo el avión, que incluyen modernos emisores y receptores pasivos en un contenedor sobre la deriva. Aparte de misiles aire-aire para su propia defensa, el F-4G puede llevar misiles anti-radar. Un total de 116 aviones han sido modificados a partir de 1978.

Este programa masivo de producción ha sido impulsado por numerosas exportaciones. Una de las primeras fue el alquiler de 24 F-4E a las Reales Fuerzas aéreas de Australia, a la espera de la entrega de los F-111C. La Luftwaffe de Alemania Occidental compró 88 ejemplares del RF-4E, versión de reconocimiento sin armas, lo que abrió vías para la participación de compañías alemanas en la producción de todos los Phantom siguientes. Después de 1970 el gobierno alemán firmó contratos para 175 F-4F, variante ligeramente simplificada del F4-E.

Otra variante del F-4E se hizo para el Japón. Los dos primeros cazas F-4EJ fueron construidos por MAC y enviados al Japón. Le siguieron ocho enviados en forma de equipos de montaje, y tras su correcto ensamblaje y evaluación, 130 F-4EJ fueron fabricados por Mitsubishi en Nagoya. Estos son los únicos Phantom no montados en San Luis. Otros Phantom han sido vendidos a Grecia (56), Irán (177), Israel (216), Corea del Sur (19), Turquía (40) y España (36). 14 RF-4E fueron enviados desde San Luis al Japón; seis del mismo tipo se estaban fabricando para Irán cuando ocurrió la revolución islámica y no fueron nunca entregados. Excluyendo estos últimos Phantom, el total construido alcanza la cifra de 5 195. Con sus repuestos, su importe total asciende a 27 miles de millones de dólares (unos 2,7 billones de pesetas).

Variantes del McDonnell Douglas Phantom II

XF4H-1: dos prototipos



XF4H-1

F-4A: dos motores J79-GE-2 de 6 804 kg de empuje (posteriormente fueron GE-2A), radar Westinghouse APQ-50, cuatro misiles Sparrow III semihundidos en el fuselaje (21 de pre-producción y 24 de producción)
TF-4A: versión de entrenamiento del F-4A, sin gancho de cola ni equipo de combate (en escaso número)
F-4B: dos motores J79-GE-8A/8B de 7 711 kg de empuje, cabinas elevadas y cubiertas más altas. Radar Westinghouse APQ-72 (fabricados 637 ejemplares)



F-4B

RF-4B: versión de reconocimiento sin armas del F-4B, básicamente con el mismo equipo y sistemas que el RF-4C (producidos 12 para la Infantería demarina)



RF-4B de la Infantería de marina de EE UU

DF-4B: avión de control RPV (guía de blancos) derivado del F-4B
QF-4B: avión blanco sin piloto (44 conversiones del F-4B)
F-4C: dos motores J79-GE-15 de 7 711 kg de empuje, con encendido por cartucho, neumáticos más anchos y de baja presión, aviónica completamente revisada, radar APQ-100, sistema inercial ASN-48, sistema de bombardeo AJB-7, sincronizador LADD, panel de control AGM-12B Bullpup, controles de vuelo dobles, y receptáculo para reaprovisionamiento en vuelo (583 para la USAF, 36 fueron transferidos a España)



F-4C

RF-4C: avión multi-sensor de reconocimiento derivado del F-4C, con morro alargado par alojar las cámaras, radar de rastreo hacia abajo APQ-99, SLAR APQ-102, detector infrarrojo AAS-18A (bajo el fuselaje), subsistemas de guerra electrónica incrementados y sistemas de comunicación incluyendo HF y antenas paralelas en los costados del empenaje (construidos 505)
F-4D: desarrollo del F-4C para adaptarse a ciertos requerimientos de la USAF, monta un radar de control de tiro AP-109, visor asistido ASG-22, sistema inercial ASN-63, computadora de armas ASQ-91, generadores mejorados y detector de infrarrojos bajo el morro, ausente a veces (793 para la USAF, 32 para Irán; 36 de los aparatos USAF transferidos a Corea del Sur)
F-4E: dos motores J79-GE-17 de 8 119 kg deempuje, siete depósitos de combustible, morro alargado y más puntiagudo que aloja un radar de control de tiro APQ-120; equipado posteriormente con cañón M-61 de 20



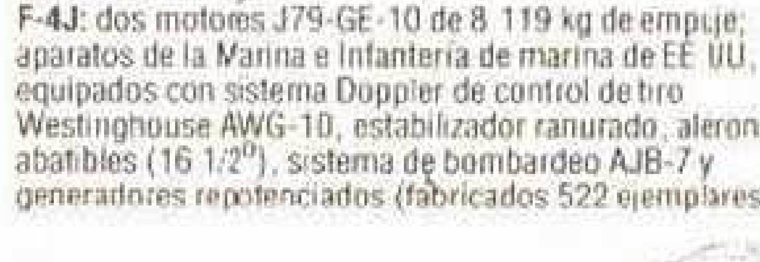
F-4D

mm bajo el morro, slats de borde de ataque en lugar de los flaps, y sistema electro óptico Tiseo de visualización de blancos (831 ejemplares para la USAF y 538 para Alemania Occidental, Israel, Irán, Grecia, Turquía, Japón y Corea del Sur)
F-4EJ: variante del F-4E para la JASDF (Japón) con radar de alerta en la cola y superficies interfaciales para misiles AAM-2 (fabricados 140 ejemplares; de ellos 138 montados o producidos en Japón)



F-4E

RF-4E: variante de reconocimiento del F-4E, sustancialmente equipada como el RF-4C (130 ejemplares distribuidos entre Alemania Occidental, Japón, Israel, Irán, Grecia y Turquía)
F-4F: dos motores J79-MTU-17A de 8 119 kg de empuje. En líneas generales es un F-4E con la supresión del séptimo depósito de combustible, los estabilizadores con slats y parte del equipo (175 fabricados para Alemania Occidental, con fuselajes alemanes)
TF-4F: corta serie de F-4F convertidos en entrenadores
F-4G: antigua denominación de 12 F-4B equipados con enlace para transmisión de datos digital ASW-21, posteriormente modificados como F-4B estándar y no incluidos en la relación total de éstos.
F-4G: designación actual de los F-4D (2) y F-4E (115) convertidos en Wild Weasel II de guerra electrónica, con sistema APR-38 y varias opciones de misiles
F-4H: designación no empleada por originar confusión con el F4H-1 original
F-4J: dos motores J79-GE-10 de 8 119 kg de empuje; aparatos de la Marina e Infantería de marina de EE UU, equipados con sistema Doppler de control de tiro Westinghouse AWG-10, estabilizador ranurado, alerones abatibles (16 1/2°), sistema de bombardeo AJB-7 y generadores repotenciados (fabricados 522 ejemplares)



F-4J

F-4K: dos motores Rolls-Royce Spey 202/203 de 9 231 kg de empuje; sistema de control de tiro AWG-11, radomo plegable dotado de doble bisagra, alerones abatibles; estabilizador ranurado, fuselaje y conductos de aire ensanchados, tren principal reforzado y tren delantero alargado, además de aviónica británica (52 fabricados para Gran Bretaña)



F-4K de la Marina británica (Phantom FG.1)

F-4M: desarrollo del F-4K para la RAF con frenos, ruedas y neumáticos del F-4C, estabilizador no ranurado, sistema de control de tiro AWG-12, sistema de navegación y ataque Ferranti, y con secciones del fuselaje británicas; mejorado más tarde con la instalación de ECM en la punta del empenaje y la adopción de los misiles Sky Flash (118 fabricados para Gran Bretaña)



F-4M de la RAF (Phantom FGR.2) equipado con misiles Sky Flash

F-4N: F-4B mejorado con nueva estructura y aviónica avanzada (fabricados 228)
F-4S: F-4J mejorado con equipos del F-4N, más slats y secciones externas del ala nuevas (302 remodelados)
F-4CCV: avión experimental CCV (Control configured vehicle, Vehículo de control configurado), con mandos eléctricos, alerones Canard y flaperones en los extremos del ala (convertido en monoplaza)

Aermacchi M.B.326K/Atlas Impala Mk2



Aparato ligero de ataque Aermacchi M.B. 326K de las Fuerzas aéreas de la Unión de Emiratos, Dubai.

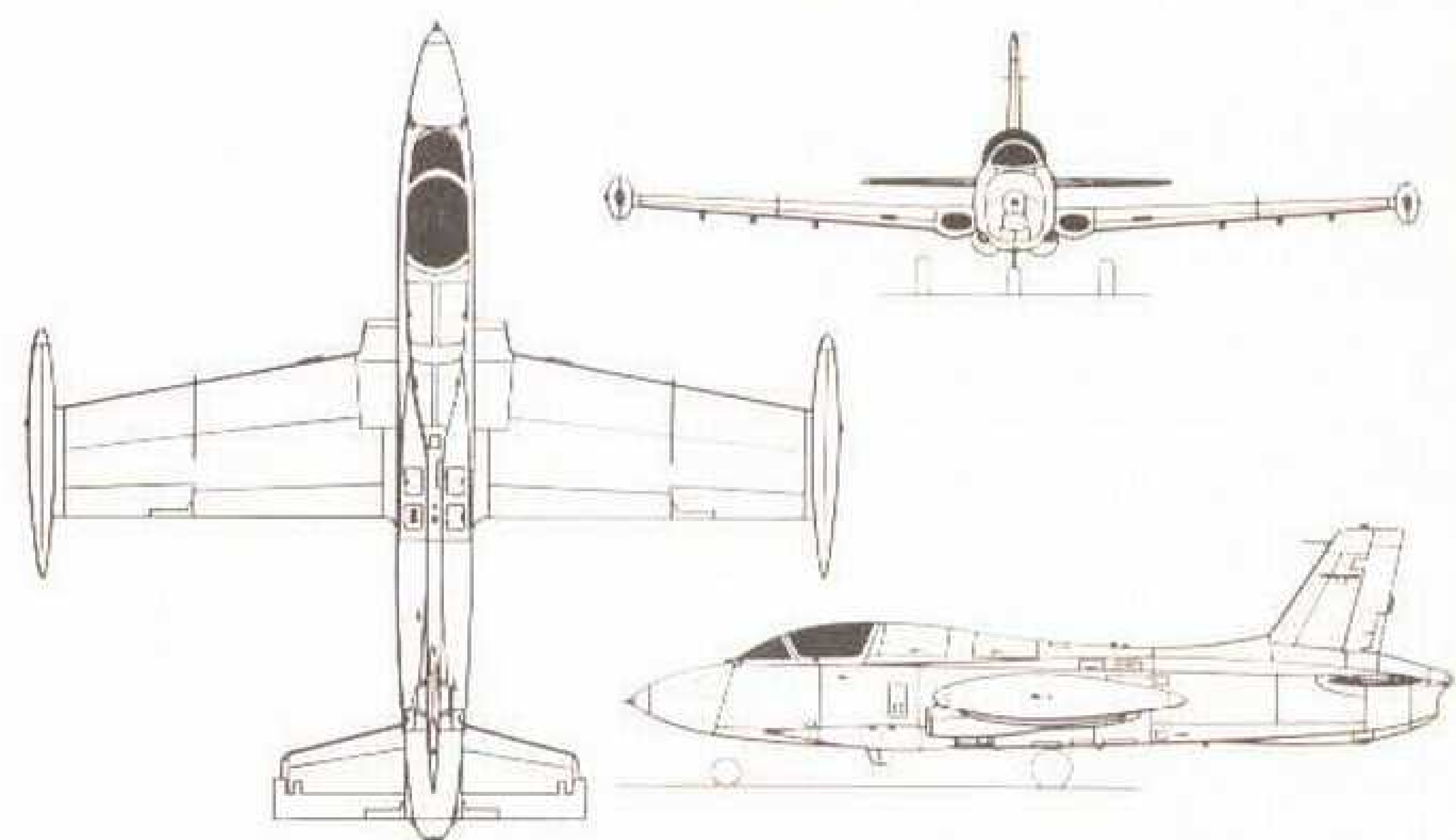
Historia y notas

Quizás el aspecto más sorprendente de esta versión monoplaza de la familia Aermacchi M.B.326 sea el tiempo que tardó en aparecer, dada la tendencia generalizada a ofrecer en seguida una versión de los nuevos reactores de entrenamiento como vehículo «ideal» en el papel de apoyo cercano. La Aermacchi había demostrado que el biplaza básico M.B.326 era una plataforma para lanzamiento de proyectiles extremadamente manejable y estable; y las primeras versiones armadas, los M.B.326B y F, podían emplearse también, con la segunda plaza vacía, con el papel de aparato para ataque a superficie. Sin embargo, el desarrollo de un modelo monoplaza genuino ofrecía posibilidades atrayentes, especialmente con la introducción de un motor Rolls Royce Viper de mayor potencia.

La introducción del Viper 540 en lugar del Viper 11 original había permitido doblar, en la práctica, la carga de armamento en relación con los primeros modelos; los nuevos motores de la serie 600, aún más potentes, ofrecieron la oportunidad de aumentar la capacidad ofensiva del monoplaza **M.B.326K**, instalando en el vientre del fuselaje un par de cañones de operación eléctrica. En el lugar normalmente ocupado por el segundo tripulante instalaron los tambores de munición para estos cañones, los sistemas electrónicos anteriormente instalados en la proa, y un depósito adicional de combustible. Para cubrir las deficiencias de manejabilidad a baja altura y de carga y lanzamiento de proyectiles se reforzaron las alas en puntos determinados, aplicando servos a los alerones. Inicialmente la Aermacchi estimó que estos cambios eran suficientes para justificar una nueva denominación, M.B.336, pero posteriormente decidió mantener la designación original y lo llamó M.B.326K.

Se construyeron dos prototipos del M.B.326K; el primero efectuó su vuelo inaugural el 22 agosto 1970 —más de 12 años y medio después del debut del primitivo M.B.326— provisto de un motor Viper 540 con un empuje estático de 1 524 kg. El nuevo motor, Viper 632-43, fue montado en el segundo aparato, que hizo su primer vuelo de pruebas en 1971. A pesar de la gran popularidad conseguida por los modelos biplaza primitivos, no apareció ningún cliente para el K hasta 1974, en que el Ala aérea de la policía de Dubai hizo un pedido de tres ejemplares (más una unidad de la versión biplaza del K, el **M.B.326L**). Entrado este año la Aermacchi entregó siete M.B.326K a la República de Sudáfrica, donde la Atlas Aircraft Corporation tenía a punto de finalizar su contrato de construcción bajo licencia del biplaza M.B.326M (Impala 1). En 1974, les siguieron 15 monoplazas más, montados en base a componentes italianos; mientras se montaban, ya la Atlas había iniciado la fabricación de una versión del modelo K, bajo licencia para la República de Sudáfrica, denominado **Impala 2.** A excepción de algunos de los elementos electrónicos, el Impala 2 era similar al M.B.326K estándar, pero empleaba un motor Viper 540 de menor potencia. En 1976 se produjeron en Italia seis K para las Fuerzas aéreas de Ghana y ocho para Tunicia, ambos antiguos clientes de las primeras versiones armadas del M.B.326.

La presencia de cañones fijos, así como la variedad de armamento que puede acoplarse bajo las alas (véanse las especificaciones técnicas), significan que el M.B.326K no está limitado necesariamente a misiones de ataque a superficie a baja altura, o de apoyo cercano. Puede llevar una cámara para reconocimiento a baja o media altura, sin detrimento de su capacidad de carga para armamento; o bien, con un doble cañón y misiles infrarrojos para combate aéreo, puede operar como interceptador visual. Es posible también la instalación de un telémetro láser y una computadora para lanzamiento de bombas.



Aermacchi M.B. 326K.

Especificaciones técnicas

Tipos: monoplaza para apoyo aéreo cercano o para reconocimiento táctico, e interceptador aire-aire limitado

Planta motriz: un turborreactor Rolls Royce Viper 632-43 con 1 814 kg de empuje estático (M.B.326K); 1 524 kg de empuje estático en el Viper 540 (Impala Mk 2)

Prestaciones: (M.B.326K) velocidad máxima, limpio, a 1 500 m, 890 km/h; velocidad máxima, con armamento, a 9 000 m, 686 km/h; radio normal de combate, según altitud y carga exterior, 268-1 036 km; autonomía de transporte con dos tanques lanzables 2 100 km; velocidad máxima de ascensión al nivel del mar, limpio, 1 980 m por min; velocidad máxima de ascensión al nivel del mar, con armamento, 1 143 m por minuto

Pesos: vacío 3 123 kg; en despegue, limpio, 4 645 kg; máximo en despegue, con armamento, 5 897 kg

Dimensiones: envergadura con depósitos de punta de ala 10,85 m; longitud 10,67 m; altura 3,72 m; superficie alar 19,35 m^2

Armamento: dos cañones de 30 mm DEFA 553 en el vientre del fuselaje, cada uno de 125 disparos; y hasta 1 800 kg de carga en seis soportes subalares exteriores; la carga normal es de cuatro bombas de 450 kg, o dos bombas de 340 kg y cuatro de 225 kg, o seis cañones Minigun de 7,62 mm, o dos misiles AS 11 o AS 12 aire-superficie, o dos misiles aire-aire Matra 550 Magic, o varios lanzadores de cohetes de 37 mm, 68 mm e 100 mm, o (en el soporte interior de babor) un contenedor para cuatro cámaras de reconocimiento.

Usuarios: Dubai, Ghana, República de Sudáfrica (Impala 2), Tunicia

Aermacchi M.B.339

Historia y notas

En el desarrollo de un contrato firmado en 1972 con las Fuerzas aéreas italianas, la Aeronautica Macchi trabajó en no menos de nueve distintos proyectos, en busca de una segunda generación de reactores de entrenamiento capaces de sustituir en los años ochenta al M.B.326, y al G91T de Aeritalia (Fiat). Siete de esos proyectos eran variantes del M.B.338, con numerosas pruebas de uno o dos turborreactores o turbofan Viper, Larzac, Adour, RB.401 y TFE 731. No era de extrañar que las versiones con un solo Viper ofrecieran pocos avances, en cuanto a prestaciones, respecto a los antiguos modelos M.B.326; tampoco, como pudo demostrarse, los ofrecían los modelos de media potencia, que además resultaban más caros de producir que los M.B.326; mientras que las dos versiones de más potencia, con un Adour y dos Larzac respectivamente, ofrecían un destacable aumento de prestaciones, aunque a un coste considerablemente mayor.

Los dos proyectos más alentadores fueron los del **M.B.339** propulsados, bien por un turbofan Larzac (M.B.339L), o bien por un turborreactor Viper 600 (M.B.339V). Además, la mayor parte de la estructura de sustentación del M.B. 339 era común a la del M.B.326K; las únicas diferencias importantes estaban en la parte delantera del fuselaje, con una carlinga modificada y mejor visibilidad en todas direcciones, y en la cola, con un plano vertical mayor. En febrero 1975 las Fuerzas aéreas italianas decidieron adoptar la versión propulsada por un Viper, y los dos primeros prototipos realizaron el vuelo inaugural el 12 agosto del siguiente año en el aeropuerto de Venegono.

En el segundo prototipo, que realizó su primer vuelo el 20 mayo 1977, se

introdujeron algunas modificaciones comparativamente pequeñas, como un sistema de frenado antideslizante en el tren de aterrizaje principal y una rueda frontal orientable, además de mejorar el sistema de aire acondicionado en la cabina. (Un detalle curioso es el empleo de la palabra «nueve» en varios idiomas dado por la Aermacchi al registrar los distintos aparatos: I-NOVE para el primer prototipo, I-NINE para el segundo, I-NEUF para el primer aparato de serie).

El nuevo diseño de la parte delantera del fuselaje permite que el asiento posterior (del instructor) esté en un plano más elevado que el del alumno, como es costumbre últimamente; la carlinga más alargada permite una visibilidad en todas direcciones muy superior a la del M.B.326. Los dos ocupantes disponen de asientos eyectables Martin-Baker cero-cero, que en el M.B.326 sólo se incorporaron en los modelos E, K, y L. La aviónica se mejoró y modernizó con la inclusión de un Tacan, computador de navegación, instrumentos para aterrizaje sin visibilidad, identificación amigo-enemigo, y radio tanto VHF como UHF. El fuselaje y los depósitos fijos de punta de ala proporcionan una capacidad estándar de 1 413 l de combustible útil; lleva además un tanque lanzable situado bajo las soportes intermedios de las alas, capaz para 340 litros.

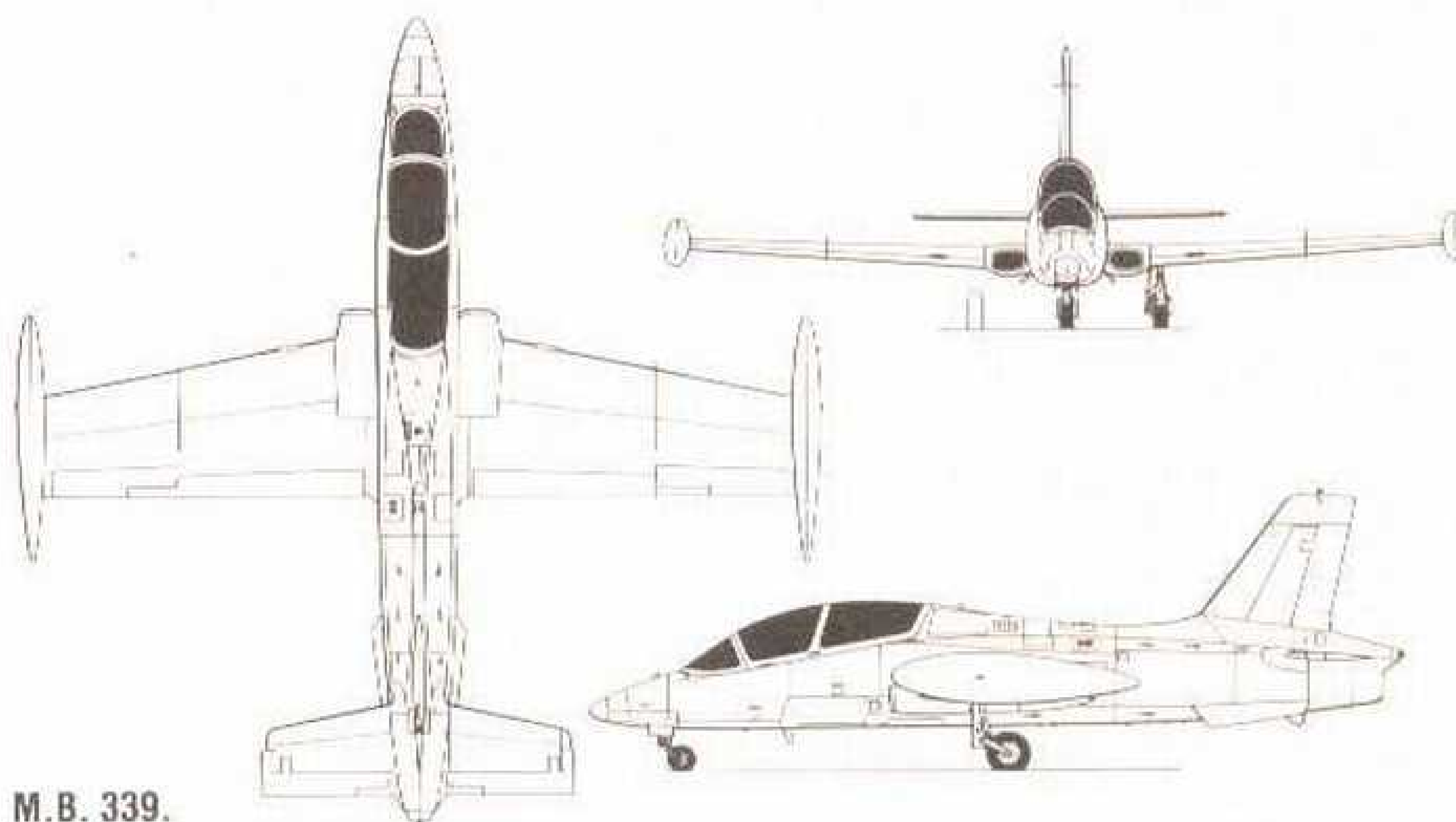
Después de los dos prototipos (el segundo de los cuales resultó ser el estándar de fabricación), el ministerio del Aire italiano pasó un pedido inicial de 15 M.B.339, de un total previsto de 100 unidades aproximadamente. A pesar de haber sido diseñado inicialmente como avión de entrenamiento para las Fuerzas aéreas italianas, el 339 continúa teniendo los 6 soportes subalares de su predecesor. De esta forma la Aermacchi ha conseguido un sucesor del M.B.326 gracias a un diseño de compromiso. Tal vez le falta la sofisticación o el grado de prestaciones del Aerospace Hawk británico o del Dassault-Breguet/Dornier Alpha, pero estos factores quedan ampliamente compensados por su bajo coste unitario, su sencillez y la seguridad de contar con una célula bien comprobada.



El Aermacchi M.B. 339 es esencialmente un desarrollo del M.B. 326 con un motor más potente, aerodinámica mejorada y el frontal del fuselaje remodelado para elevar al instructor ligeramente por encima del alumno (foto Aeronautica Macchi SpA).

Especificaciones técnicas

Tipo: entrenamiento básico/avanzado y apoyo cercano
Planta motriz: un turborreactor Rolls Royce Viper 632-43, construido por Piaggio, de 1 800 kg de empuje
Prestaciones: límite máximo Mach 0,86 (971 km/h); velocidad máxima a nivel del mar 898 km/h; velocidad máxima a 9 000 m, 817 km/h o Mach 0,77; autonomía máxima con el combustible interior 1 760 km; autonomía máxima con los dos depósitos subalares lanzables 2 110 km; velocidad máxima de ascensión al nivel del mar 2 012 m por min; techo de servicio 14 630 m
Pesos: vacío 3 215 kg; máximo en despegue, limpio, 4 400 kg; máximo en despegue, con depósitos subalares, 5 895 kg
Dimensiones: envergadura con depósitos de punta de ala 10,86 m; longitud 10,97 m; altura 3,99 m; superficie alar 19,30 m²
Armamento: seis soportes subalares, capaz cada uno de los exteriores para 340 kg, y los restantes para 450 kg, con una carga máxima de 1 800 kg. Los dos soportes interiores pueden llevar cañones de 30 mm o cañones-revólver de 7,62 mm en contenedores Macchi, siendo los dos puntos centrales «húmedos» para carga de depósitos lanzables. Amplia gama de cargas de armamento, incluyendo bombas, napalm, AS 11/AS 12 o misiles Magic, plataformas para cohetes de 50 mm o 68 mm, o un único contenedor para cuatro cámaras de reconocimiento
Usuarios: Argentina, Italia, Perú



M.B. 339.

Aermacchi M.B.339K Veltro II

Historia y notas

Dada la muy efectiva evolución y éxito del M.B.339 de entrenamiento, a partir del biplaza M.B.326 de la misma compañía, no sorprende que la Aeronautica Macchi (Aermacchi) desarrollara también una variante monoplaza de ataque ligero, para sustituir a su equivalente M.B.326K. Realmente, el único aspecto sorprendente del programa es el tiempo transcurrido hasta que la Aermacchi exhibió el prototipo M.B.339K Veltro II en el festival aéreo de Farnborough en 1980. (El primer Veltro había sido el caza-bombardero Macchi C.205V, uno de los aparatos de combate italianos más efectivos durante la II Guerra Mundial.)

La relación entre el M.B.393K y el M.B.339A es paralela a la del M.B.326K y el M.B.326GB: la cabina posterior (para el instructor) se ha eliminado, y ocupan su lugar la munición para el cañón instalado, la aviónica extra y combustible adicional. Al igual que el avión de entrenamiento M.B.339A, el M.B.339K está propulsado por un Viper 632-43 construido bajo licencia Rolls Royce, aunque en una versión que desarrolla 145 kg más de empuje. También como el M.B.339A, el M.B.339K dispone de seis soportes subalares, rediseñados para poder transportar un máximo de carga útil de 2 500 kg, frente a los 1 800 kg anteriores. Las cifras de prestaciones son similares para el aparato de entrenamiento y el de combate, aunque el Veltro II asciende más despacio y tiene un techo de servicio inferior. Para compensar esto, sin embargo, las prestaciones operativas son sensiblemente mejores, y el radio de acción es mucho mayor gracias a su capacidad para 2 880 l de combustible, frente a los 2 093 l anteriores. Parte del combustible del Veltro II (2 030 l) se carga en los depósitos interiores; y los restantes 850 l, en depósitos lanzables.



Con un depósito suplementario de combustible, aviónica y munición en lugar de la 2.ª cabina, el Veltro II es un aparato de ataque ligero muy versátil (foto Aeronautica Macchi SpA).

Especificaciones técnicas

Tipo: avión monoplaza de ataque ligero
Planta motriz: un turborreactor Rolls Royce Viper 632-43 (construido bajo licencia por Piaggio) de 1 960 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima Mach 0,86; máxima velocidad a nivel del mar 890 km/h; velocidad ascensional hasta 9 000 m en 8 min; techo de servicio 13 570 m; radio táctico *hi-lo-hi* con cuatro bombas de 225 kg 650 km
Pesos: vacío 3 175 kg; máximo en despegue 6 150 kg
Dimensiones: envergadura 11,00 m; longitud 11,00 m; altura 3,90 m; superficie alar 16,6 m²
Armamento: dos cañones de 30 mm DEFA con 125 disparos cada uno, además de una capacidad 2 500 kg en seis soportes subalares

Aermacchi AM.3C

Historia y notas

El AM.3C fue un proyecto conjunto llevado a cabo por la Aerfer Industrie Aerospaciali Meridionali SpA de Turín y la Aermacchi de Varese. Uno de los dos prototipos fue construido por Macchi y voló el 12 mayo 1967; el segundo, construido por Aerfer, lo hizo el 22 agosto 1968. Ambos aparatos estaban propulsados por un motor de 340 hp Continental GTSIO-520-C. El AM.3C es un aparato de enlace y observación de ala alta construido para sustituir al Cessna L-19, en servicio entonces en el Ejército italiano.

El ala alta elevada está sujeta en ambos lados por un único montante. Las alas están concebidas en forma similar al Aermacchi AL.60, con una estructura totalmente metálica de caja de torsión con larguero en forma de D, alerones del tipo piano y flaps tipo Fowler. El AM.3 tiene un fuselaje de tubos de acero al cromo-molibdeno soldados; la parte delantera está revestida con una aleación ligera, y en la cabina con paneles plásticos de fibra de vidrio reforzada. La parte posterior del fuselaje es de aleación ligera semimonocasco. Las alas se sujetan al fuselaje en tres puntos fácilmente accesibles para su rápido desmontaje. El empenaje totalmente metálico, reforzado con puntales, dispone de estabilizadores de ángulo variable, y el timón dispone de aleta compensadora.

Cada una de las patas del tren de aterrizaje fijo dispone de un puntal tubular con amortiguador oleoneumático. La rueda de cola fija es orientable. La cabina sobreelevada, con visibilidad en todas direcciones, tiene dos asientos en tándem con doble control. Un tercer asiento en la parte posterior, susceptible de ser retirado para acomodar una camilla o carga, tiene acceso a través de tres puertas laterales de la cabina.



Aermacchi AM. 3CM Bosbok de las Fuerzas aéreas sudafricanas.

Las misiones de la versión del AM.3C de serie incluyen el control aéreo avanzado, observación, enlace, transporte de carga o de pasajeros, la evacuación en accidentes y el apoyo táctico terrestre. Un pedido anticipado del Ejército italiano no llegó a materializarse, al preferirse el SIAI-Marchetti SM.1019, pero se entregaron 40 AM.3C a la República de Sudáfrica, a partir de mayo 1972. Tres más fueron adquiridos por Ruanda.

Aermacchi AM-3C.

Especificaciones técnicas

Tipo: triplaza de observación y apoyo táctico ligero
Planta motriz: motor Piaggio-Lycoming GSO-480B1B6, de 340 hp, con seis cilindros horizontales opuestos y refrigerados por aire
Prestaciones: velocidad máxima a 2 440 m, 278 km/h; velocidad máxima de crucero al 75 % de la potencia, a 2 440 m, 246 km/h; autonomía máxima a velocidad de crucero 990 km; techo de servicio 8 400 m; carrera de despegue 85 m; carrera de aterrizaje 66 m
Pesos: vacío 1 080 kg; máximo en despegue (con armamento bajo las alas) 1 700 kg
Dimensiones: envergadura 12,64 m; longitud 8,73 m; altura 2,72 m; superficie alar 20,36 m²
Armamento: transportado en dos soportes subalares; cada uno puede cargar 170 kg de armamento exterior. Las cargas alternativas para cada soporte son: un contenedor para dos ametralladoras de 7,62 mm; un Minigun General Electric con 1 500 disparos; un contenedor con seis cohetes de 70 mm; un misil aire-tierra AS.11 o AS.12 dirigido por radio; o una única bomba de 115 kilogramos
Usuarios: República de Sudáfrica, Ruanda

Aero 2

Historia y notas

Durante la ocupación alemana de Yugoslavia en la II Guerra Mundial, la industria aeronáutica nacional fue destruida. A principios de 1946 se montó una fábrica estatal para iniciar de nuevo la construcción de aviones de diseño propio, y el Aero 2, biplaza de entrenamiento, fue el primer producto surgido de ella. El Aero 2 tenía una configuración de monoplano de ala baja, con alas en voladizo construidas de madera con recubrimiento de contrachapado reforzado; el fuselaje y los empenajes eran de construcción similar, a excepción del timón y los elevadores, consistentes en un marco de madera cubierto de tela. Los asientos en tándem daban acomodo al piloto y al alumno o pasajero, con doble control en forma estándar. El tren de aterrizaje no retráctil disponía de frenos en las ruedas y una rueda posterior orientable. El primer modelo de pre-producción hizo su vuelo inaugural el 19 octubre 1964; a continuación se construyeron en serie una cantidad considerable de ejemplares para el servicio de las Fuerzas aéreas yugoslavas, o para uso civil.

Variantes

Aero 2/B/C/F: versiones con cabina abierta
Aero 2BE/D/E/H: versiones con cabina cerrada
Aero 2H: versión con doble flotador


El hidroavión de entrenamiento Aero 2H fue uno de los primeros productos de la industria aeronáutica yugoslava después de la II Guerra Mundial. Se construyó tanto en variante civil como militar, alcanzando cifras de producción considerables.

Especificaciones técnicas

Aero 2
Tipo: biplaza de entrenamiento básico
Planta motriz: (2B/2BE) un motor de cilindros en línea de 145 hp de Havilland Gipsy Major 10, o (2C/D/E/F/H) de 160 hp Walter Minor 6-III
Prestaciones: velocidad máxima 208 km/h; velocidad de crucero 160 km/h; techo de servicio 4 500 m; autonomía 680 km
Peso: máximo en despegue 996 km
Dimensiones: envergadura 10,50 m; longitud 8,45 m; altura 2,80 m

Aero 3

Historia y notas

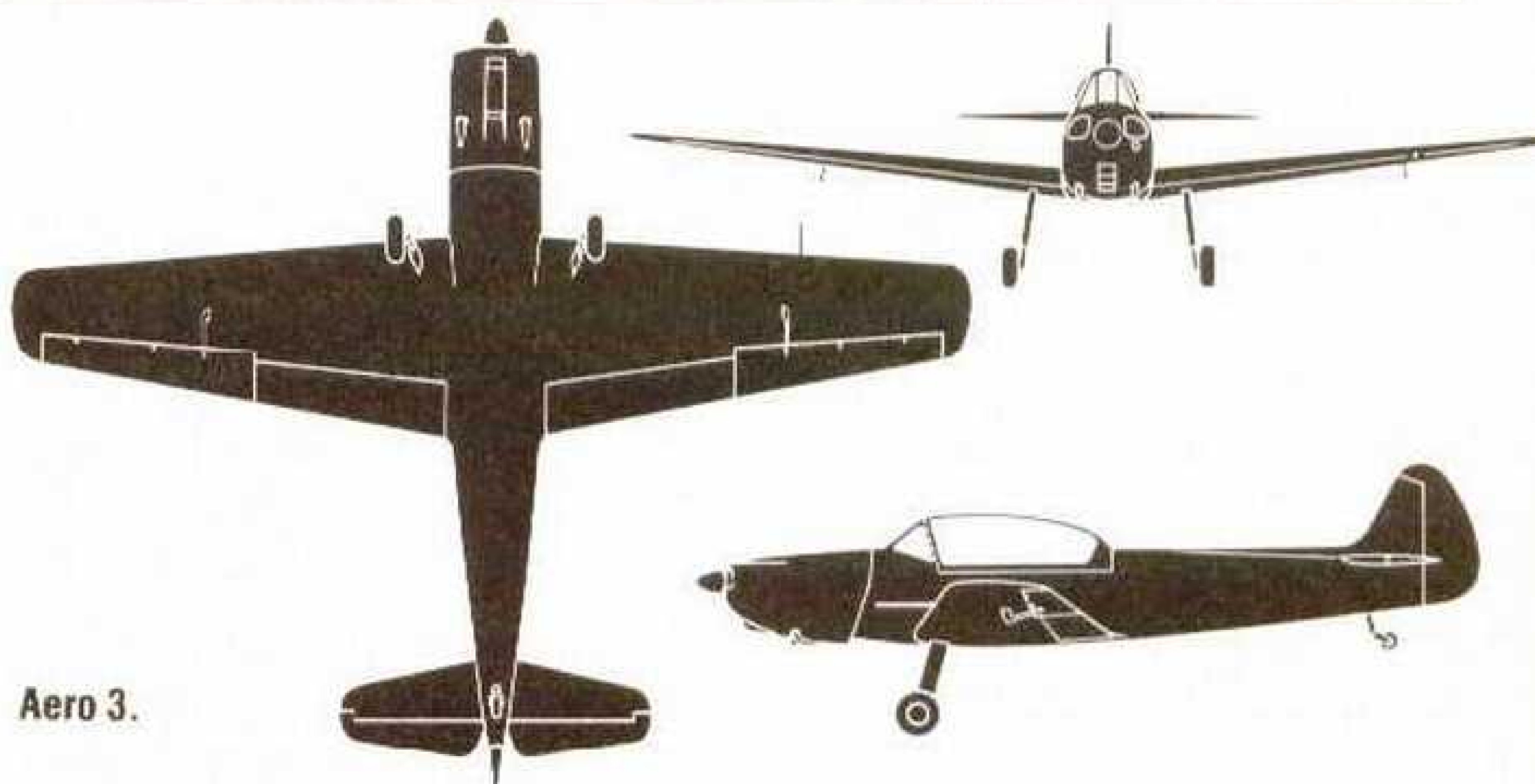
El Aero 3 voló por primera vez en 1956, y empezó a producirse en 1957. Había sido diseñado para cumplir con las especificaciones de las Fuerzas aéreas yugoslavas, como aparato de entrenamiento básico y para misiones de cooperación con el Ejército de tierra.

Estaba totalmente construido en madera y sucedió al primitivo Aero 2 en el servicio desde 1958; disponía de doble control y de equipo para vuelo sin visibilidad. La cubierta de una pieza podía ser lanzada en caso necesario.

Los pocos Aero 3 que continuaban en servicio a fines de 1970 fueron sustituidos por el UTVA-75.

Especificaciones técnicas

Tipo: entrenador primario biplaza
Planta motriz: un motor de pistón Lycoming 0-435-A de 190 hp
Prestaciones: velocidad máxima 230 km/h; velocidad de crucero 180 km/h; autonomía a velocidad de crucero 680


Aero 3.

km; techo de servicio 4 300 m
Peso: cargado 1 198 kg
Dimensiones: envergadura 10,5 m; longitud 8,58 m; altura 2,7 m



Aero 3 de las Fuerzas aéreas yugoslavas.

Aero A.10

Historia y notas

La Aero Tovarna Letadel Dr Kabes nació en Praga en 1919, inicialmente para la fabricación de accesorios para la industria aeronáutica. Al poco tiempo, sin embargo, la compañía empezó a construir biplanos diseñados por la Phönix Flugzeugwerft de Austria. Los diseños de la Phönix derivaban a su vez de la serie Hansa-Brandenburg, y eran obra del renombrado jefe de proyectos de esta compañía, Ernst Heinkel. De la construcción de aviones con patente extranjera al diseño y construcción de una familia de aparatos que, gracias al buen modelo proporcionado por los diseños de Heinkel, sería conocido internacionalmente, medió sólo un breve paso.

El Aero 10 fue un biplano de transporte de seis plazas, al que cupo el honor de ser el primer avión comercial construido en Checoslovaquia. Como muchos aviones de aquella época, no era precisamente bonito; su línea era angulosa, y el fuselaje cuadrado. Construido en madera con recubrimiento de tela, el A.10 montaba sus alas inferiores en la base del fuselaje, y el plano superior quedaba sujeto por encima del fuselaje por medio de montantes entre los planos y en la sección central. Los alerones llevaban grandes contrapesos; y sólo aparecían en el plano superior.

El fuselaje permitía la acomodación en la cabina de cinco pasajeros, más un compartimiento para equipaje detrás de la cabina; el piloto iba en una carlinga abierta, encima del compartimento del equipaje. El empenaje incluía un plano de cola arriostrado con timones de profundidad compensados por medio de contrapesos, y un timón compensado montado directamente sobre el fuselaje posterior, sin plano de deriva. El tren de aterrizaje era del tipo de rueda de cola fija, con las dos ruedas principales soportadas por puntales y enlazadas por un eje. La propoulsión consistía en un motor de seis cilindros en línea Maybach; muchos motores de este tipo habían sido abandonados en Checoslovaquia por los alemanes al finalizar la I Guerra Mundial.

La construcción del prototipo se inició en 1921, y el primer vuelo se realizó con éxito en 1922. Siguieron cuatro A.10 de serie, que entraron en servicio en las Líneas aéreas nacionales checas Ceskoslovenské Aerolinie en 1924, para cubrir la ruta Praga-Bratislava.



El Aero A.10 fue el primer aparato comercial construido en Checoslovaquia.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte comercial de seis plazas
Planta motriz: un motor Maybach Mb IVa de cilindros en línea, de 240 hp
Prestaciones: velocidad máxima 160 km/h; velocidad de crucero 130 km/h; techo de servicio 5 800 m; autonomía 520 km
Pesos: vacío 1 297 kg; máximo en despegue 2 046 kg
Dimensiones: envergadura 14,20 m; longitud 10,14 m; superficie alar 51,00 m^2

Aero A.11

Historia y notas

Quizá se trate de un error en la elección de las designaciones, pero el caso es que el **Aero A.11**, biplano de dos plazas de cometidos generales, es un desarrollo posterior del modelo básico **A.12**, y es similar a éste en líneas generales. Fabricado en 1923, demostró tener un excelente diseño, principalmente debido a que se había tenido en cuenta la posibilidad de variar con relativa facilidad su planta motriz. Como resultado de ello se desarrollaron gran cantidad de variaciones, y la producción total directamente relacionada con este aparato superó las 440 unidades.

El A.11 original se construyó como aparato biplaza de reconocimiento, un sesquiplano con un único compartimiento. Construido en madera, con recubrimiento de tela, se le instalaron alerones compensados únicamente en las alas superiores. El fuselaje y el empenaje arriostrado estaban formados por una estructura básica de tubos de acero soldados, recubierta en tela. Las ruedas principales con tren de aterrizaje fijo estaban montadas sobre un eje arriostrado, provistas de amortiguadores de goma. Dos carlingas abiertas acomodaban al piloto y al observador/artillero, estando el nivel del piloto a la altura del borde de fuga del ala superior, que disponía de un amplio corte para aumentar la visibilidad. Con las lecciones de la I Guerra Mundial bien aprendidas, el A.11 de reconocimiento fue equipado con una ametralladora frontal Vickers, y dos ametralladoras Lewis sobre montura flexible en la carlinga trasera. El equipo incluía una cámara fotográfica e instalación de radio.

El Aero A.11 fue uno de esos aparatos afortunados que se conocen como «aeroplanos de piloto»: es decir, que es una delicia pilotarlos. No sólo era manejable y rápido; también demostró ser duro y fiable. No puede sorprender, por consiguiente, que fuera fabricado en tan gran número. El A.11 también fue empleado para conseguir récords diversos, incluido el récord checo de duración de vuelo, en 13 horas 15 minutos, en setiembre 1925; otro ejemplar realizó un vuelo de 15 000 km a través de veintitrés países en 1926; y en 1927, uno de los varios construidos para Finlandia realizó 225 rizos en 45 minutos, menos unos pocos segundos, pilotado por el piloto jefe de la Aero, Novak.

Variantes

A.11HS: versión para reconocimiento y entrenamiento que se suministró a Finlandia; similar en líneas generales al A.11 estándar, incorporó algunos cambios estructurales a fin de instalar un motor Hispano Suiza 8Fb de 300 hp
A.11N: versión para reconocimiento nocturno del A.11; la única diferencia estaba en el equipo instalado
Ab.11: variante de bombardero ligero del A.11, fabricada en versión diurna Ab.11d o nocturna Ab.11N; difería en equipo y disponía de un motor de 240 hp Breitfeld Daněk Perun II
A.12: biplano biplaza de reconocimiento que precedió al A.11, de fácil identificación por los radiadores de refrigeración montados a cada lado de la cubierta del motor, en lugar de estar situados en la parte delantera del motor; la planta motriz consistía en un motor de 220 hp Walter o de 240 hp Maybach Mb IVA; longitud 8,30 m; velocidad máxima 201 km/h
A.21: versión de entrenamiento nocturno, similar en general al A.11 pero con motor Breitfeld Daněk Perun I, de 180 hp
A.22: versión ligera para transporte civil del A.11; sin equipo militar y con la carlinga posterior modificada para obtener dos plazas de pasajeros; propulsado por un motor Maybach Mb IVA de 240 hp
A.25: versión de entrenamiento diurno del A.11, propulsado por un motor BMW IIIa de 185 hp
A.29: designación de la versión del A.11 con doble flotador; al menos nueve sirvieron como remolcadores de blancos en el Servicio aéreo del Ejército checo; propulsado por un motor Breitfeld Daněk Perun II de 240 hp; longitud 9 m; velocidad máxima 196 km/h
A.125: versión de entrenamiento diurno del A.11, que difiere delA.25 en su motor Breitfeld Daněk Perun I de 180 hp.
(En total existieron unas 22 variantes del A.11 básico)

Especificaciones técnicas

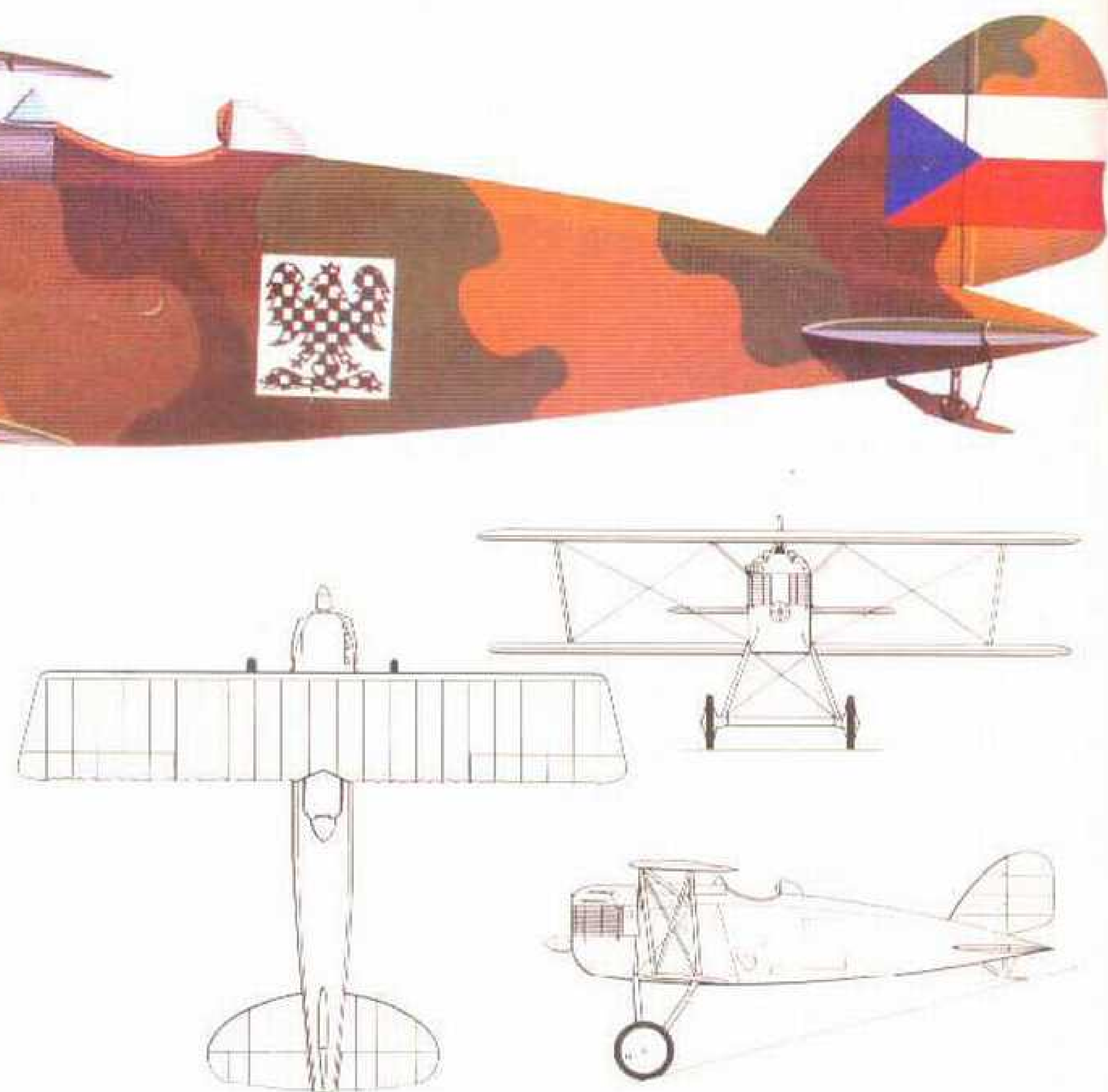
Aero A.11
Tipo: aparato de reconocimiento biplaza
Planta motriz: un motor Walter W-IV de pistones alineados, de 240 hp
Prestaciones: velocidad máxima 214 km/h; velocidad de crucero 180 km/h; techo de servicio 7 600 m; autonomía 750 km
Pesos: vacío 1 030 kg; máximo en despegue 1 537 kg
Dimensiones: envergadura superior 12,78 m; inferior 10,80 m; longitud 8,20 m; altura 3,10 m; superficie alar (total) 36,51 m^2

Aero A.18

Historia y notas

La necesidad de las Fuerzas aéreas checas de un caza monoplaza obligó al desarrollo, por parte de la Aero, de un nuevo biplano, que era virtualmente una versión reducida del afamado A.11. El **Aero 18** era un biplano de envergaduras diferentes, similar en construcción al A.11 a excepción de los alerones que, montados en el ala superior, no disponían de compensadores. El tren de aterrizaje, fuselaje y empenaje eran de diseño y construcción similares, aunque sólo se instaló una carlinga. En la versión inicial del A.18, de la que se suministraron 20 unidades a las Fuerzas aéreas checas, la propulsión consistía en un motor BMW IIIa, de 185 hp y el armamento comprendía dos ametralladoras delanteras Vickers, sincronizadas para disparar a través del disco de la hélice bipala de madera.

En 1923, el Czech Aero Club organizó una carrera nacional de aviones, y para participar en este acontecimiento la Aero inscribió una versión especialmente preparada de este pequeño caza. Designado **A.18B**, difería de la versión estándar para las Fuerzas aéreas en una envergadura alar de 5,70 m, de lo que resultaba una superficie de sustentación de 9,84 m^2. Aunque el A.18B ganó, el éxito tuvo un inmediato anticlímax, ya que los dos aparatos contendientes se estrellaron al final de la carrera. Previendo una mayor oposición en 1924, la Aero empleó un fuselaje similar al ganador en 1923, pero le acopló un motor Walter W-IV con alta relación de compresión que le permitía desarrollar 300 hp. Designado **A.18C**, este aparato podía alcanzar una velocidad máxima de 275 km/h, lo que le permitió vencer en la carrera de 1924, a una velocidad media de 261 km/h.



Aero A.18 del 2.° regimiento aéreo de las Fuerzas aéreas checas, Olomouc, a mediados de los años veinte.

Aero A.18.

Especificaciones técnicas

Tipo: (A.18): un motor BMW IIIa de cilindros alineados, de 185 hp
Prestaciones: velocidad máxima 229 km/h; velocidad de crucero 195 km/h; techo de servicio 9 000 m; autonomía 400 km
Pesos: vacío 637 kg; máximo en despegue 862 kg
Dimensiones: envergadura 7,60 m; longitud 5,90 m; altura 2,90 m; superficie alar 15,90 m^2
Armamento: dos ametralladoras Vickers fijas y sincronizadas, de tiro frontal

Aero A.23

Historia y notas

El Aero A.23 era un aparato de transporte civil de ocho/nueve plazas; nacido en 1925, representó un considerable adelanto respecto alA.10 de cinco años antes. El parentesco aún resultaba evidente pero, como el aparato militar más desarrollado diseñado por la Aero, el A.23, había suprimido los largos alerones compensados en el ala superior. Su fuselaje era de configuración similar, con sección lateral rectangular, pero terminaba a popa en un empenaje arriostrado convencional que incluía un plano de deriva. Sus dimensiones eran mayores que las del aparato primitivo, y permitía el acomodo de seis o siete pasajeros en una cabina cerrada que disponía de lavabo en la parte posterior. El piloto y un copiloto o pasajero se sentaban en una amplia carlinga exterior, encima del espacio correspondiente al equipaje, situado detrás de la cabina. El montaje de un motor radial en la proa del fuselaje, en lugar del feo motor del A.10, mejoraba considerablemente los rasgos exteriores de este aparato.

El primero de siete A.23 para las Ceskoslovenské Státni Aerolinie entró en servicio en 1926; estos aparatos cubrieron las líneas Praga-Marienbad y Praga-Uzhgorod. Algunos de ellos continuaron en servicio hasta entrados los años treinta.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte civil de ocho/nueve plazas
Planta motriz: motor Bristol Jupiter IV Walter de 450 hp
Prestaciones: velocidad máxima 185 km/h; velocidad de crucero 160 km/h; techo de servicio 5 500 m; autonomía 5 horas
Pesos: vacío 1 860 kg; máximo en despegue 3 150 kg
Dimensiones: envergadura 16,70 m; longitud 12,60 m; superficie alar 67 m^2



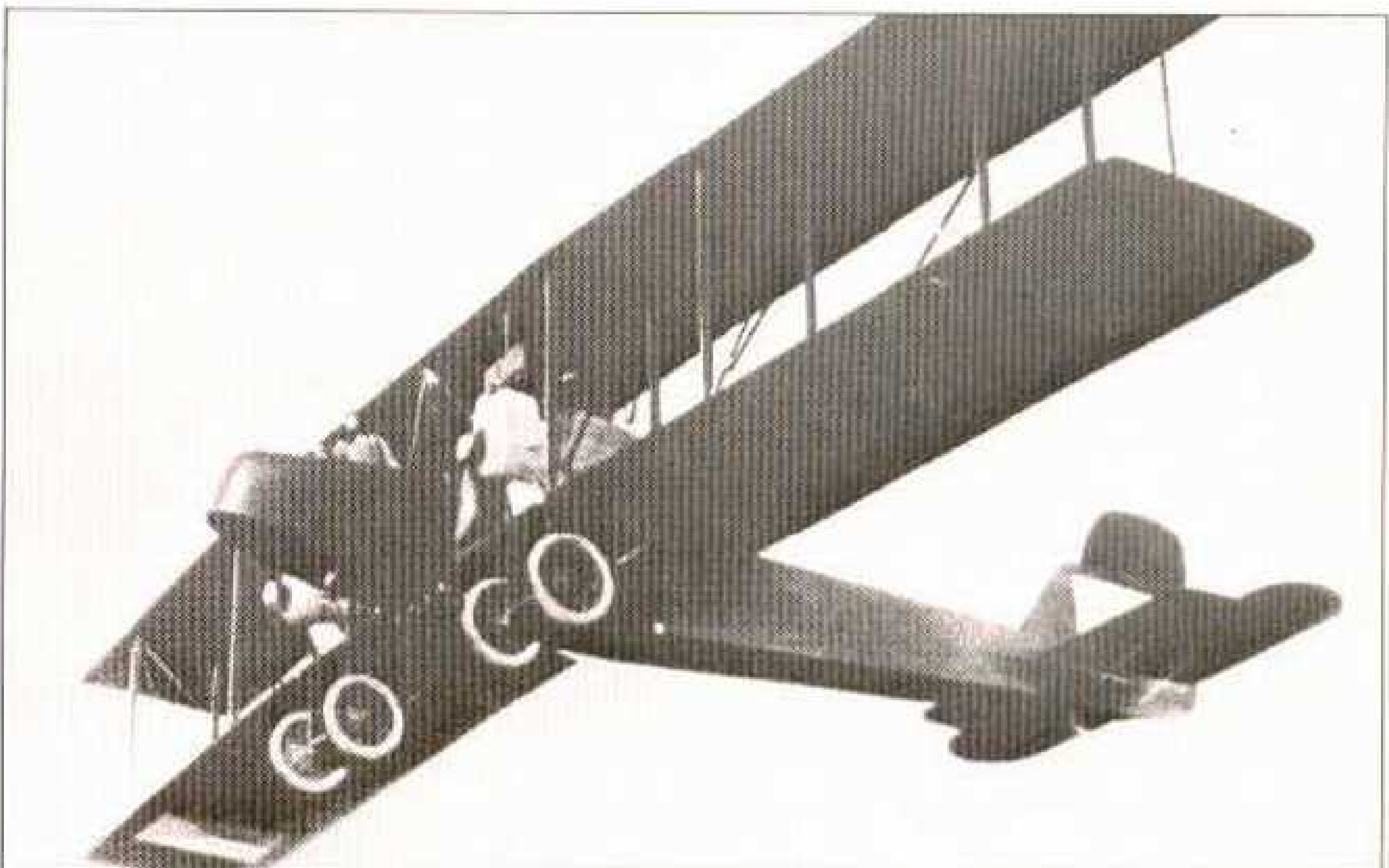
A mediados de los años veinte, la demanda de transportes aéreos civiles era muy modesta; el Aero A.23 de 8/9 asientos prestó relevantes servicios durante una década, desde el año 1926 hasta finales de los años treinta.

Aero A.24

Historia y notas

A mediados de los años veinte, algunos de los principales fabricantes europeos de aviones empezaban a construir en pequeñas cantidades una gama de grandes bombarderos. Siguiendo esta tendencia, la Aero inició en 1924 el diseño de un aparato de esta categoría. Recibió el nombre de **Aero A.24**, y era un biplano de grandes dimensiones, con alas de igual envergadura sólidamente apuntaladas y atirantadas, y alerones incorporados tanto al plano superior como al inferior. Este estaba montado en la base del profundo fuselaje de costados planos, y el plano superior se alzaba muy por encima del mismo, sujeto por medio de puntales entre planos y en la zona central. Esta disposición dejaba un amplio espacio para los dos motores instalados sobre las alas inferiores, a cierta distancia del fuselaje y justo encima de las patas de ruedas dobles del tren de aterrizaje. El fuselaje incorporaba carlingas abiertas para una tripulación de tres o cuatro miembros, y terminaba en un empenaje convencional. Su construcción simultaneaba la madera con el acero, y el recubrimiento era de tela.

Los bombarderos existentes entre las dos guerras no pueden considerarse bonitos: el A.24 fue uno de los diseños típicos en Europa. Aunque transportaba una cantidad apreciable de bombas, su velocidad máxima resultaba tan lenta que las oportunidades de supervivencia eran escasas.



Las pruebas efectuadas mostraron una deficiencia muy acusada en la potencia de los motores (el avión necesitaba más de 36 minutos para ascender a 3 000 m), por lo que se diseñó otra versión con dos motores Bristol Jupiter Walter, de 400 hp cada uno, que se denominó **A.27** aunque nunca llegó a construirse.

Especificaciones técnicas
Tipo: bombardero nocturno bimotor
Planta motriz: dos motores Maybach Mb IV, de 250 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 155 km/h; velocidad de crucero 110 km/h; techo de servicio 3 600 m; autonomía 600 km
Pesos: vacío 2 960 kg; máximo en despegue 4 511 kg
Dimensiones: envergadura 22,20 m; longitud 13,7 m; superficie alar 106 m²
Armamento: más de 1 000 kg de carga de bombas

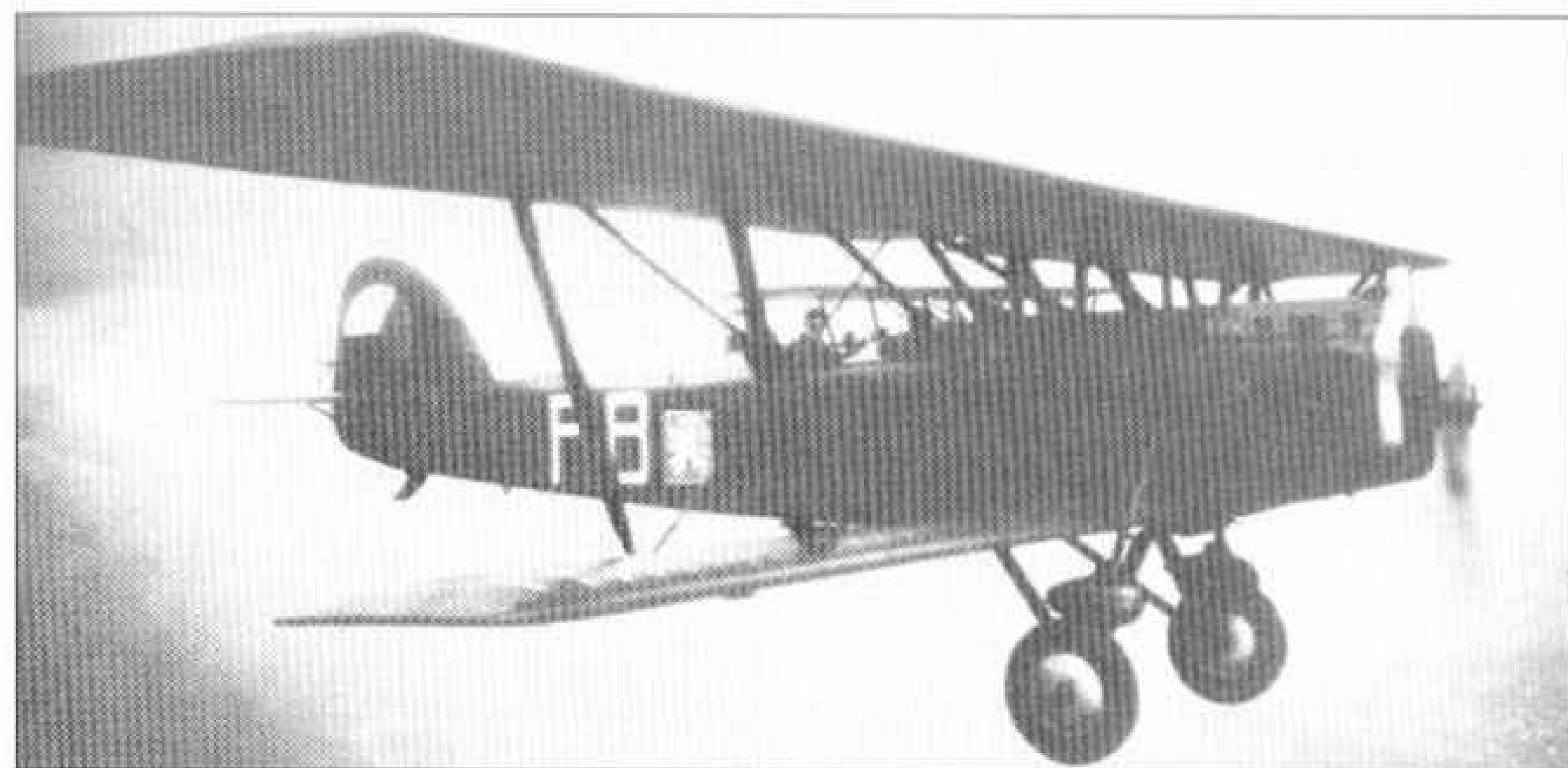
Aero A.30

Historia y notas
En 1925, la Aero intentó lograr una versión aún más potente del A.11. Ello trajo como consecuencia la instalación de un motor Lorraine-Dietrich de 450 hp, pero las primeras pruebas demostraron que se exigía demasiado a la estructura del aparato. Por tanto, en 1926 se inició el diseño de una versión mayor que, por diferir considerablemente del primitivo A.11, fue denominada **Aero A.30.**

De dimensiones algo mayores que su predecesor, el A.30 tenía un plano superior de mucha más envergadura que el inferior. La estructura de las alas era de madera cubierta de tela, a excepción de los alerones, situados solamente en las alas superiores, que tenían un marco metálico recubierto de tela. Pese a sus diferentes dimensiones, el fuselaje, la unidad de cola y el tren de aterrizaje eran, en líneas generales, similares a los del A.11.

Las primeras pruebas mostraron una serie de fallos, pero después de realizar importantes mejoras y ajustes en el diseño, la compañía recibió en 1927 sus primeros pedidos de A.30, procedentes del Servicio aéreo del Ejército checo. Uno de estos A.30 del Ejército ostentó durante un breve período de dos meses el récord mundial de velocidad con una carga útil de 1 000 kg a lo largo de un circuito cerrado de 500 km, conseguido en agosto 1927, a una velocidad media de 213,56 km/h

Variantes
A.130: designación dada a un prototipo propulsado por un Bristol Jupiter VI Walter de 500 hp
A.230: versión de serie con tren de aterrizaje separado, similar al A.30 en lo restante; propulsado por un motor Lorraine-Dietrich de cilindros en línea, de 490 hp
A.330: versión del A.30 propulsada por un motor Praga ESV (anteriormente Breitfeld Daněk) de 650 hp
A.430: designación de un proyecto del que se construyó sólo un prototipo, propulsado por un motor Avia Vr-36 de 650 hp



El A.30 necesitó casi un año de desarrollo. Cuando consiguió el récord mundial de velocidad, empezaron a llover los pedidos.

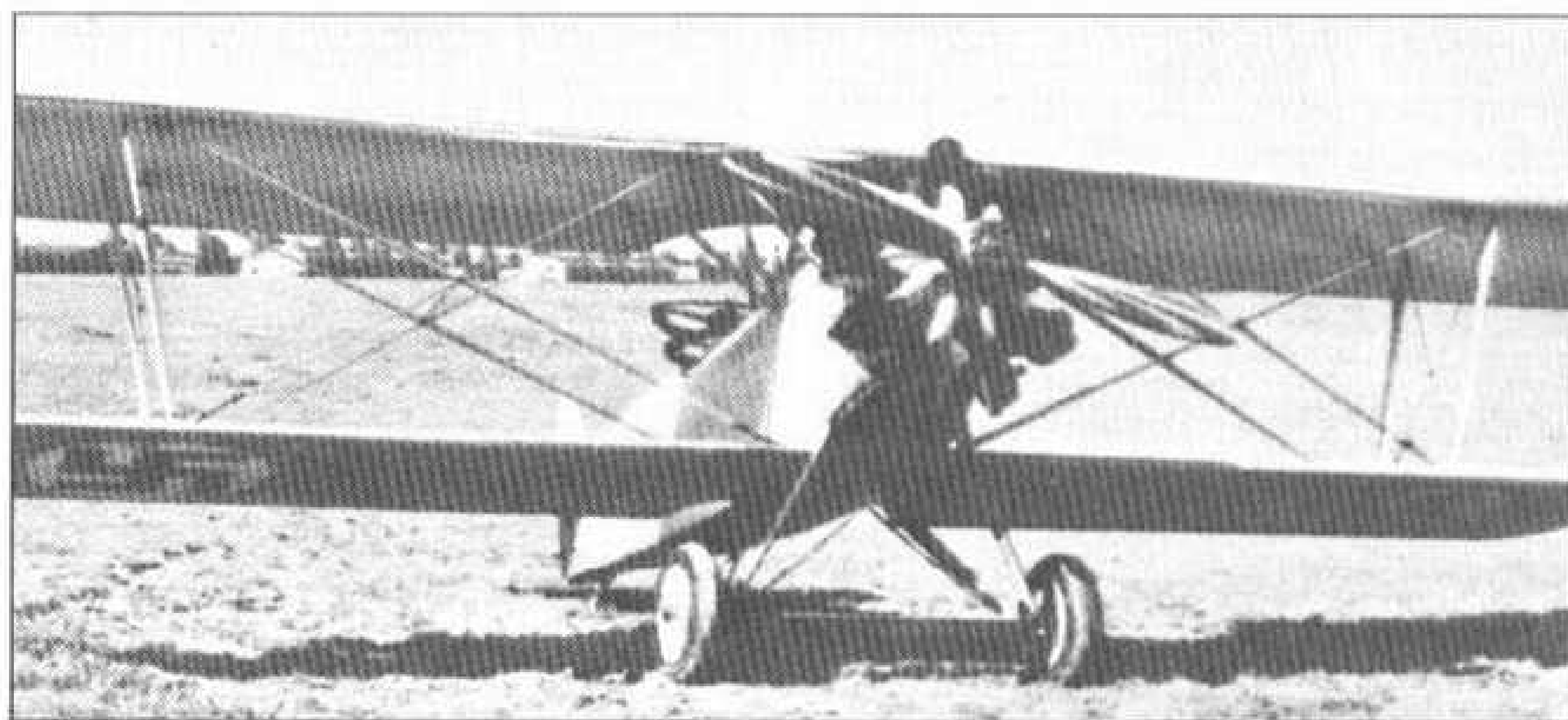
Especificaciones técnicas
Aero A.30
Tipo: biplaza para reconocimiento de gran autonomía/bombardero ligero
Planta motriz: un motor Skoda L de cilindros en línea de 500 hp
Prestaciones: velocidad máxima 243 km/h; velocidad de crucero 195 km/h; techo de servicio 6 500 m; autonomía 5 h 30 min
Dimensiones: envergadura 15,30 m; longitud 10,00 m; altura 3,30 m; superficie alar 51,40 m²
Armamento: una ametralladora Vickers fija de fuego frontal, dos ametralladoras Lewis sobre un soporte articulado en el puesto de popa, y más de 500 kg de bombas

Aero A.32

Historia y notas
El montaje experimental de un motor Bristol Jupiter Walter en un A.11 condujo a un pedido del ministerio de Defensa checo para 31 aparatos de serie bajo la designación A.11J. En la época en que esta versión empezó a producirse en serie para el Servicio aéreo del Ejército checo, con misiones de cooperación con las fuerzas de tierra, se habían introducido tantas modificaciones que se le dio la nueva designación **Aero A.32.** De dimensiones parecidas a las del A.11, las mayores diferencias eran los dos planos de igual envergadura, los alerones de plano superior equilibrados con masas en lugar de compensados, y la unidad de cola, que disponía de elevadores compensados. Estructuralmente similar al A.11, estaba propulsado por un motor radial Bristol Jupiter iV Walter.

El primer A.32 de serie empezó a prestar servicio en el Servicio aéreo del Ejército checo en 1928, y al acabarse la serie en 1932, se habían construido un total de 116 A.32 en sus distintas variantes.

Variantes
A.321F: versión de ataque para las Fuerzas aéreas finlandesas, de la que se entregó un ejemplar en 1929; propulsado por un motor Isotta Fraschini Asso Cassia de cilindros en línea, de 450 hp
A.32GR: versión de ataque para las Fuerzas aéreas finlandesas, de la que se suministraron 15 ejemplares en 1929; propulsado por un motor radial Bristol Jupiter Gnome-Rhône de 450 hp; la mayor parte de los A.32 finlandeses operaron durante muchos años como aparatos de entrenamiento, después de un corto servicio como aparatos de ataque
Ap.32/Apb.32: designación de versiones mejoradas del A.32 para el servicio en las Fuerzas aéreas checas; se diferenciaban en sus trenes de aterrizaje del tipo separado, con carenado aerodinámico sobre los amortiguadores, además de otros refinamientos de acabado; el motor era el mismo del A.32 original, pero las mejoras introducidas dieron a estas versiones una velocidad máxima de 235 km/h, velocidad de crucero 200 km/h, techo de servicio 6 700 m, y una autonomía de 900 km



El rápido y manejable A.32, aparato de cooperación con el Ejército de tierra, tuvo sus orígenes en el A.11. Algunos prestaron servicio en las Fuerzas aéreas finlandesas.

Especificaciones técnicas
Aero A.32
Tipo: biplaza para cooperación con las fuerzas de tierra
Planta motriz: un motor Bristol Jupiter IV Walter de pistones radiales, de 450 hp
Prestaciones: velocidad máxima 226 km/h; velocidad de crucero 192 km/h; techo de servicio 5 500 m; autonomía 800 km
Pesos: vacío 1 046 kg; máximo en despegue 1 917 kg
Dimensiones: envergadura 12,40 m; longitud 8,20 m; altura 3,10 m; superficie alar 36,50 m²
Armamento: dos ametralladoras Vickers fijas de fuego frontal, dos ametralladoras Lewis sobre montura articulada en el puesto de popa, y hasta un máximo de doce bombas anti-personal de 10 kg en los soportes bajo las alas

Aero A.34

Historia y notas
En 1929, bajo la designación **Aero A.34,** esta importante empresa checa desarrolló un pequeño biplano biplaza de recreo clásico como los que estaban siendo diseñados y desarrollados en todo el mundo, siguiendo las directrices dadas por el de Havilland Moth en 1925. El A.34, biplano de igual envergadura y con un único compartimiento, al igual que el Moth que había marcado la pauta, disponía de alas que podían ser plegadas para resolver los problemas de aparcamiento y de transporte desde y hasta el aeropuerto. La estructura básica era totalmente de madera, a excepción de los marcos de los alerones, montados en las alas inferiores, que eran metálicos; y todo él estaba recubierto de tela. Cerca de los extremos de las alas inferiores se montaron refuerzos de tubo de acero para proteger la estructura en caso de aterrizaje sobre un ala. El fuselaje era de madera, la unidad de cola de tirantes de tubo de acero, y ambas estructuras estaban recubiertas de tela. El tren de aterrizaje era del tipo separado, con un patín de cola. Dos carlingas abiertas acomodaban a un piloto y un pasajero/alumno. El modelo estándar incluía mandos dobles y una puerta de acceso a la carlinga.

Variantes
A. 34W: versión similar en líneas generales, propulsada por un motor Walter Junior de cilindros invertidos en línea, de 105 hp; prestaciones prácticamente iguales, pero con un aumento de la carga útil de 36 kg
A. 134: versión similar en líneas generales, de la que sólo se construyó un prototipo; estaba propulsada por un motor Walter NZ radial de 130 hp

Especificaciones técnicas
Aero A.34
Tipo: biplano biplaza de recreo
Planta motriz: motor Walter Vega radial de 85 hp
Prestaciones: velocidad máxima 160 km/h; velocidad de crucero 140 km/h; techo de servicio 3 000 m; autonomía 320 km
Pesos: vacío 400 kg; máximo en despegue 640 kg
Dimensiones: envergadura 8,80 m; longitud 6,80 m; superficie alar 21,30 m²

Aero A.35

Historia y notas

El **Aero A.35**, avión de transporte del año 1928, casi consiguió la acomodación ideal para el piloto, al situarlo en una cabina espaciosa y en un punto alto del fuselaje, justamente delante del borde de ataque. La palabra «casi» es premeditada, ya que no disponía del lujo de una cabina cerrada: había un parabrisas y un techo transparente, pero la falta de ventanas laterales garantizaba que el piloto se beneficiaría del aire fresco, evitándole adormecimientos. Sin duda al quinto pasajero, que compartía la cabina del piloto en un asiento lateral, debía parecerle una solución muy alejada del ideal. En otros aspectos incorporaba el A.35 importantes novedades. Su configuración era de monoplano de ala alta con montantes, con una cabina separada para cuatro pasajeros sentados de dos en dos, y amplio espacio para el equipaje en la parte posterior de la cabina. La estructura básica de las alas era de madera, recubierta de tela; el fuselaje y la unidad de cola reforzada estaban construidos con tubo de acero, recubierto de tela. Completaban la estructura del exterior del aparato las unidades del tren de aterrizaje separado con ruedas únicas. La propulsión del prototipo consistía en un motor radial Wright Whirlwind de 220 hp, montado en el morro del fuselaje sin recubrimiento; en los ejemplares de serie se acopló un motor radial Walter Castor.

Se construyeron un total de ocho A.35 de serie, seis para las Fuerzas aéreas nacionales checas, y dos para una compañía comercial, que probablemente fueron los primeros empleados como aviones de negocios.



El A.35 fue uno de los primeros transportes civiles que pueden realmente ser clasificados como aviones de negocios.

Especificaciones técnicas

Aero A.35

Tipo: transporte civil de seis plazas

Planta motriz: un motor radial Walter Castor de 240 hp

Prestaciones: velocidad máxima 197 km/h; velocidad de crucero 165 km/h; techo de servicio 4 800 m; autonomía 660 km

Pesos: vacío 1 120 kg; máximo en despegue 1 900 kg

Dimensiones: envergadura 14,50 m; longitud 9,70 m; altura 2,60 m; superficie alar 28,70 m²

Aero A.38

Historia y notas

El transporte civil **A.38** apareció en 1929 y combinaba las características de dos tipos anteriores con el objeto de disponer de plazas para el piloto y hasta nueve pasajeros: las alas y la unidad de cola del A.23 de 1925 fueron acopladas al tren de aterrizaje y a un fuselaje más largo, del tipo diseñado el año anterior para el A.35. La cabina del piloto era, por tanto, la descrita para el A.35, lo que significa que eventualmente podía sentarse un noveno pasajero a su lado. En la cabina cerrada, con puertas en ambos lados, podían acomodarse ocho pasajeros sentados de dos en dos; había además un lavabo y espacio para equipaje en la parte posterior.

Se construyeron sólo cinco A.38, tres para las Líneas aéreas nacionales checas, denominados A.38-1 (con motor Bristol Jupiter IV Walter), y dos A.38-2 con un motor de similar potencia Gnome-Rhône Jupiter 9A2 de construcción francesa, que fueron construidos para la Compagnie internationale de navigation aérienne, de Francia.



Dos de los cinco transportes civiles de pasajeros A.38 fueron entregados a una compañía aérea francesa, y significaron la primera venta de aparatos checos comerciales a un país extranjero.

Especificaciones técnicas

Aero A.38

Tipo: transporte comercial de diez plazas

Planta motriz: (A.38-1): un motor radial Bristol Jupiter IV Walter de 450 hp

Prestaciones: velocidad máxima 190 km/h; velocidad de crucero 165 km/h; techo de servicio 4 800 m; autonomía 570 km

Pesos: vacío 1 740 kg; máximo en despegue 3 150 kg

Dimensiones: envergadura 16,70 m; longitud 12,80 m; altura 4,50 m; superficie alar 67,00 m²

Aero A.100

Historia y notas

El prototipo A.430, variante del A.30 de serie para reconocimiento y bombardeo, fue desarrollado y mejorado hasta el punto de ofrecer unas prestaciones considerablemente mejores. Con la denominación **Aero A.100**, la compañía lo ofreció al ministerio de Defensa checo que, en 1933, había convocado un concurso para un aparato de similar especificación. El A.100 fue declarado ganador del concurso, y durante el siguiente año fueron construidos un total de 44 aparatos para las Fuerzas aéreas checas. Similar en líneas generales al A.30 del que derivaba, tenía la misma estructura mixta básica, con recubrimiento de tela, pero introdujo amortiguadores oleoneumáticos para las patas del tren de aterrizaje.



Aero A.100 del 3.er regimiento aéreo checo, Piestany, hacia 1935.

Variantes

A.101: versión de bombardero que se diferenciaba por contar con un motor Isotta Fraschini Asso-1000 Praga de 800 hp, carlinga posterior ampliada, timón de mayor superficie y mayores dimensiones totales (fueron construidos en total 29); envergadura 17,00 m; longitud 12,09 m; superficie alar 57,10 m²; era capaz de operar con una carga útil aumentada en 587 kg, pero sus prestaciones resultaron inferiores a las del A.100

Ab.101: versión de bombardero producida desde 1936 con destino a la Defensa nacional; la cabina del observador se adaptó para una cámara horizontal o puesto de bombardero, y se habilitó en la zona posterior del fuselaje espacio para cargar bombas; la propulsión consistía en un motor Hispano-Suiza 12Ydrs Praga de cilindros en línea; las dimensiones eran ligeramente superiores a las del A.101, pero la menor potencia del motor dio unas prestaciones considerablemente reducidas; se suministraron un total de 64 a las Fuerzas aéreas checas, pero fueron sustituidos al poco tiempo a causa de su escasa eficiencia.

Especificaciones técnicas

Aero A.100

Tipo: aparato biplaza de reconocimiento de gran autonomía

Planta motriz: un motor Avia Vr-36 de cilindros en línea de 650 hp

Prestaciones: velocidad máxima 270 km/h; velocidad de crucero 230 km/h; techo de servicio 6 500 m; autonomía 4 horas o 950 km

Pesos: vacío 2 040 kg; máximo en despegue 3 220 kg

Dimensiones: envergadura 14,70 m; longitud 10,60 m; altura 3,50 m; superficie alar 44,30 m²

Armamento: dos ametralladoras Vickers fijas de fuego frontal, dos ametralladoras Lewis sobre montura articulada en el puesto de popa, y capacidad para cargar un máximo de 600 kg de bombas

Guerra aérea sobre Vietnam: capítulo 3.°

La ruta prohibida

La ruta Ho Chi Minh no era un simple camino, sino una maraña de carreteras y senderos por los que desde el Norte, y a través de Laos, fluía a Vietnam del Sur un río de hombres y material bélico. Pese a su avanzada tecnología, EE UU nunca consiguió detener ese flujo

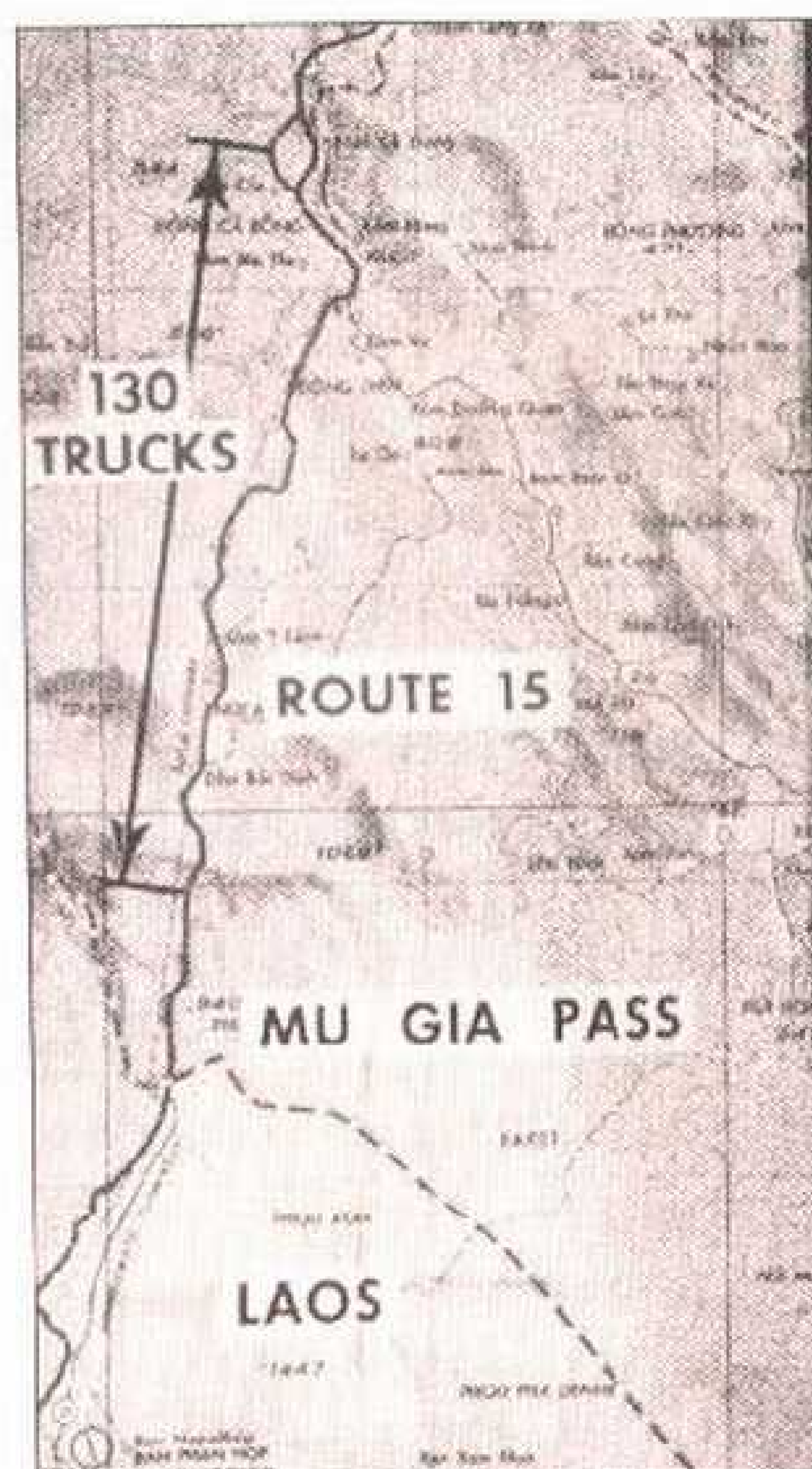
Desde los comienzos de las operaciones bélicas que se desarrollaron en Vietnam del Sur después de 1959, se hizo evidente que uno de los factores decisivos sería la llamada ruta Ho Chi Minh. No se trataba en verdad de un camino, sino de muchos, sobre todo en territorio de Laos, rara vez lo suficientemente buenos como para llamarlos carreteras; a menudo se trataba nada más de sendas escarpadas y sinuosas que cruzaban las montañas o que se abrían en el corazón de la jungla. Durante la II Guerra Mundial, algunas carreteras dignas de ese nombre habían sido niveladas y construidas a fin de permitir el paso de camiones incluso con el peor de los monzones, y en la década de los sesenta hubo siempre millares de norvietnamitas y de campesinos del Sur trabajando en los caminos de modo que los camiones pudieran llegar a su destino con el mínimo posible de detenciones o accidentes. Por estos caminos pasaba casi todo el material con destino a las guerrillas del Vietcong y a las fuerzas regulares del Ejército de Vietnam del Norte que operaban en el Sur. En consecuencia, la ruta se convirtió en un objetivo principal de la aviación norteamericana.

Aunque al comienzo la resistencia directa se redujo casi exclusivamente a las armas de la infantería, era realmente difícil encontrar dicha ruta. Los ataques aéreos eran casi siempre ineficaces, o su eficacia sólo duraba unas po-

Los especialistas en el control aéreo avanzado se enfrentaban con una tarea singularmente ingrata: a bordo de aviones lentos y muy vulnerables, como este Cessna O-1E, tenían que detectar fuerzas hostiles (normalmente atrayendo el fuego antiaéreo contra su avión) y luego mantener el contacto hasta que el ataque se hubiera lanzado (foto US Air Force).



El camuflaje dificultaba la localización de objetivos en la ruta con medios convencionales, pero en lugares abiertos como esta sección del puerto de Mu Gia, a veces las cámaras aéreas podían encontrar la presa (aquí localizaron 26 camiones el 9 febrero 1967) (foto US Air Force).





cas horas. Mientras, la inmensa fuerza de trabajo puesta al servicio del Vietcong se ocupaba incesantemente en mejorar la ruta, que hacia 1968 era ya una sofisticada red de transporte con carreteras principales y secundarias, comunicadas por radio y teléfono y con garajes para camiones, depósitos de combustible, áreas de descanso, puestos de mantenimiento y almacenes de respuestos, además de otros elementos esenciales. Toda la red estaba cuidadosamente camuflada, aun después de las campañas de defoliación de árboles, y cada vez mejor defendida por una artillería antiaérea de todos los calibres hasta 85 mm.

Contacto «eyeball»

Una de las tareas más importantes del departamento de Defensa de EE UU era la de encontrar un método que permitiera batir infaliblemente los blancos dignos de ataque aéreo a lo largo de la ruta. En el primer período, 1965-67, casi todos los ataques aéreos eran del tipo tradicional «eyeball», si bien orientados por un avión de control aéreo avanzado, que, en esa época, era por lo general un aparato ligero: un Cessna O-1 Bird Dog o, más tarde, un O-2. El control avanzado era una misión nada envidiable: patrullar lo más cerca posible de los probables blancos y, en caso de advertir una actividad hostil —a menudo en forma de fuego antiaéreo—, señalar la posición exacta, llamar a la fuerza de ataque amiga y luego marcar el blanco con señales de pirotecnia o de otro tipo. La casi completa ausencia de características distintivas del suelo hacía que esta tarea fuera difícil y prolongada. Y hasta los pilotos experimentados en el ataque confundían las indicaciones y formulaban al control avanzado preguntas como: «Perdón, Henhutch 2: ¿has dicho a unos 100 pies al este de la señal roja cerca del borde sur del bosque, o 100 pies al este de la línea que une la señal roja con el bosque...?» En ese tiempo, cualquier posible blanco había desaparecido ya; y en todo caso, sólo tripulaciones muy experimentadas podían arrojar cohetes o bombas con precisión suficiente como para destruirlo. Además, el blanco podía ser un muchacho con una bicicleta de coste inferior al del proyectil. Para colmo, las bombas norteamericanas de esa época pertenecían invariablemente a los stocks de la guerra de Corea o inclusive de la II Guerra Mundial, y, como se lanzaban de dos en dos, a veces detonaban al golpear una con otra directamente debajo del ala del avión. Decir que las misiones de antiinfiltración eran casi totalmente improductivas, sería poco decir.

El Douglas A-1 Skyraider, que aquí se ve en su versión A-1E, dio pruebas de su incalculable valor en todos los tipos de ataque cercano, incluso contra objetivos fuertemente protegidos por artillería antiaérea (foto US Air Force).



Se encontraron varias soluciones mejores; dos de ellas merecen mención especial: el *Igloo White* y los «cañoneros». Ninguna de las dos tenía precedente y es posible que no vuelvan a usarse; sin embargo, para la tarea singularmente difícil de detener el aprovisionamiento que, a través de Laos, penetraba en Vietnam del Sur, eran eficaces.

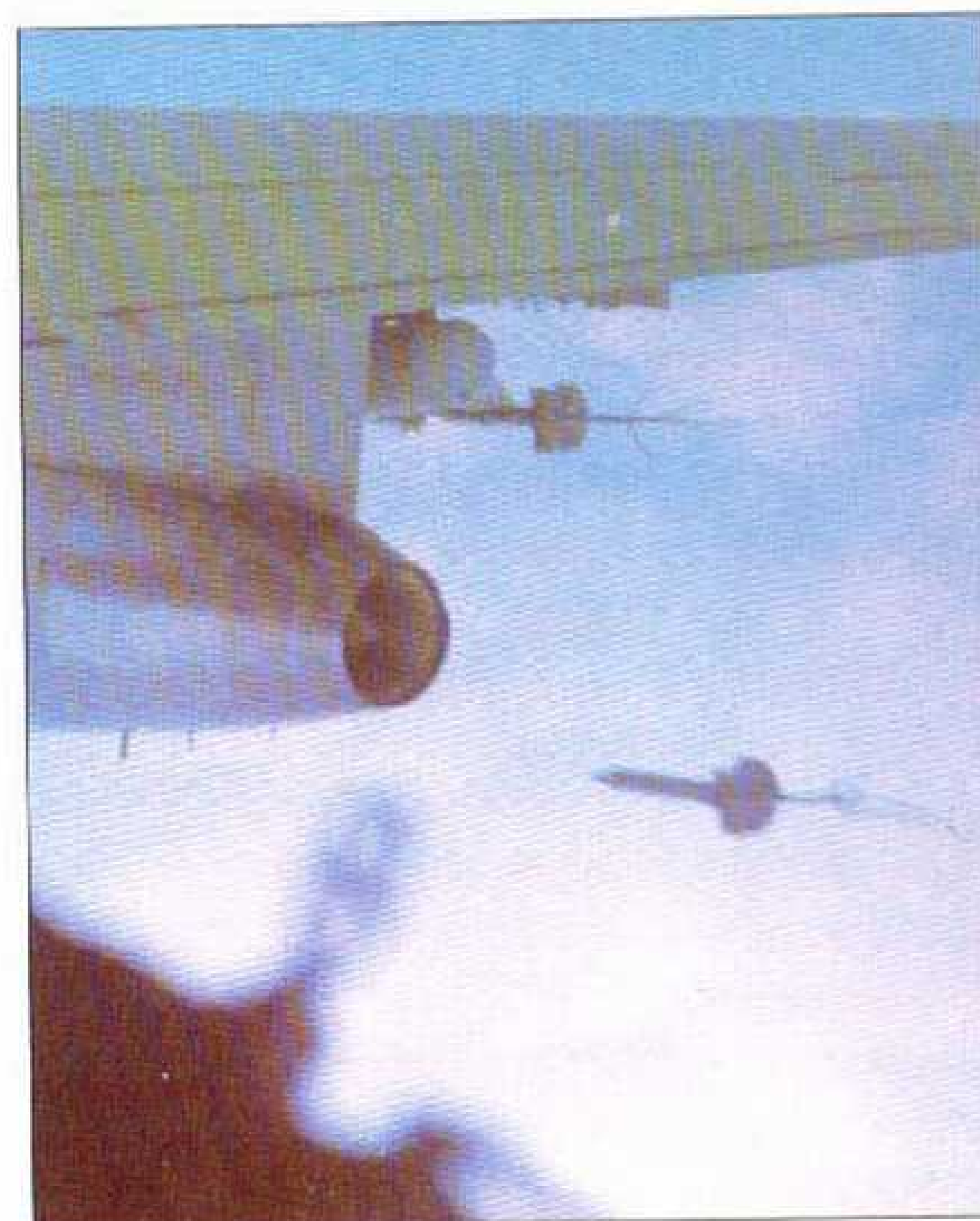
La idea básica del *Igloo White* fue puesta a punto con técnicas establecidas para la detección de submarinos sumergidos. Todo objeto que se mueve sobre la superficie terrestre produce sonido y vibración. Sería difícil detectar con tales medios un insecto posado en una hoja; pero, en cambio, con instrumentos sensibles es posible detectar vehículos y peatones a considerable distancia. En consecuencia, la base del *Igloo White* consistía en dejar caer esos instrumentos donde era probable que pasaran los contingentes enemigos. La planificación básica quedó en manos de un gigantesco complejo de edificios denominado *Infiltration Surveillance Center* (ISC), cerca de la base de Nakhon Phanom, en Thailandia. Desde el ISC, con ayuda de información previa y reconocimiento fotográfico, se señalaron los lugares más adecuados para la siembra de detectores.

Adsid, Acoubuoy y Spikebuoy

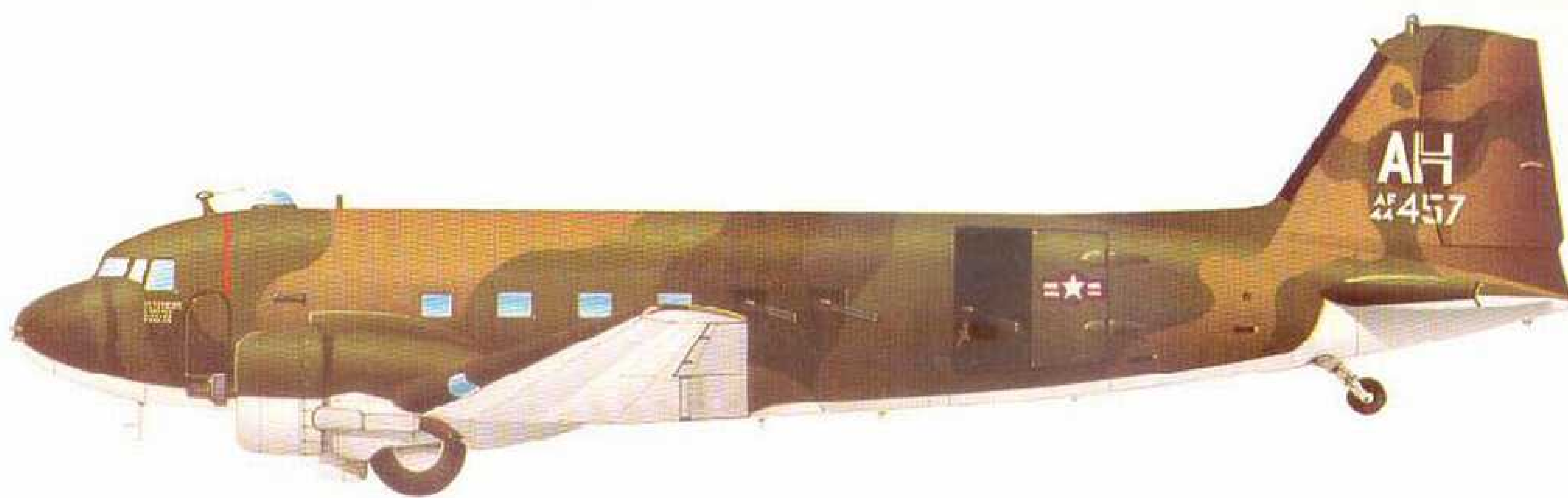
Los tipos principales de detector eran tres, y se usaron por millares. El más común, Adsid *(air-delivered seismic intrusion detector)*, se parecía más bien a un cohete, medía 0,076 m de diámetro y 0,787 m de largo, tenía aletas de cola y una excrecencia en la popa semejante a las puntas de una cornamenta de ciervo. Arrojado por un veloz F-4 o inclusive por un pesado OP-2E Neptune, se hundía en el suelo dejando visibles solamente las puntas de la cola (antenas radiales). Debían evitarse las rocas, los pantanos o cualquier otro terreno inadecuado. Cuando se los arrojaba correctamente, por lo general formando una fila atravesada en el camino, los Adsid suministraban señales de radio que informaban acerca de cualquier trepidación del suelo provocada por pies o por ruedas. La sensibilidad podía adaptarse a partir del lejano ISC, y la mayoría de los Adsid estaban diseñados para permanecer inertes, sin perder la carga de batería, hasta que algún temblor los ponía en acción. Los otros detectores *Igloo White* fueron el Acoubuoy y el Spikebuoy, ambos un poco mayores que el Adsid y con micrófonos sensibles capaces de captar cualquier sonido en la jungla (pero, también éstos, inertes hasta que los activaba algún sonido particular de probable origen en la actividad humana). El Acoubuoy estaba preparado para colgar camuflado, de un paracaídas entre los árboles; el Spikebuoy se hundía dejando únicamente a la vista, sobre la superficie, sus antenas camufladas.

Todas las señales, provenientes al mismo tiempo de cientos de detectores, eran recogi-

El Igloo White fue uno de los programas tecnológicos norteamericanos más ambiciosos de la guerra de Vietnam, y dependía de la precisión en el lanzamiento de los detectores por parte de aviones como este Lockheed OP-2E Neptune (foto US Air Force).



La estabilidad en el aire y un fuselaje espacioso permitieron una admirable adaptación del viejo Douglas C-47 en el cañonero AC-47. Sobrevolando su objetivo en círculo, este AC-47 de la 1.ª Ala especial de operaciones podía lanzar una lluvia de fuego con sus tres ametralladoras de 7,62 mm, muy eficaces contra hombres y vehículos con escasa protección.



das por un avión diseñado al efecto, que, sirviendo como estación retransmisora, pasaba la información al ISC. La estación original era otro avión casi sin antecedentes en el Sureste asiático: el Lockheed EC-121R, una de las muchas variantes militares del Lockheed Super Constellation, conocidas todas ellas bajo el sobrenombre «Warning Star» (Estrella anunciadora). Elegido gracias a su capacidad de transporte y a sus 20 horas de autonomía a baja cota, este venerable avión tenía que mantener durante largos periodos el vuelo sobre una ruta muy precisa, a fin de no salirse del radio de alcance de los detectores *Igloo White* en funcionamiento. Toda la información que llegaba al ISC —posiblemente muchos centenares y hasta millares de bits de información por segundo— se conservaba en una computadora IBM 360-65. Esta instalación, de elevada capacidad de proceso de datos, traducía luego todas las señales relativas a vehículos, tropas y diferentes tipos de actividad enemigos, todo estrictamente localizado. En el caso de objetivos importantes, incluso los pocos minutos que requería la ISC para procesar los datos podían ser excesivos, de modo que la tripulación del EC-121R podía transmitir directamente los datos a las tripulaciones de ataque aéreo.



La plataforma de ataque más eficaz de la Marina de EE UU fue el Grumman A-6 Intruder, una máquina versátil y poderosa, apta para lanzar todo tipo de proyectiles con gran precisión, merced a un sistema integrado de navegación y ataque (foto Grumman).

Por otra parte, destruir camiones es una tarea de precisión que se vuelve prácticamente imposible bajo las lluvias del monzón o por la noche. Hasta un avión de la calidad del F-4 encuentra dificultades para localizar la posición con exactitud y a tiempo; por ello, el lanzamiento de bombas de caída libre, cohetes o fuego de cañón sobre los camiones era tan difícil que destruir un solo camión —inclusive con la intervención del control aéreo avanzado— constituía todo un éxito.

Los ataques aéreos obligaron a los norvietnamitas a reducir su movimiento diurno, pero de noche sólo unos pocos aviones contaban con el equipamiento adecuado para atacar con precisión los blancos. Unos fueron los Grumman A-6A Intruder, que la Marina norteamericana utilizaba basados en portaviones, y la Infantería de marina desde bases en tierra. Entre los secretos de los A-6 estaban un radar excepcional, un amplio sistema llamado Diane (*digital inertial attack navigation equipment*) y una carga de bombas de 6 800 kg, mucho mayor que la de cualquier bombardero pesado de la II Guerra Mundial. El A-6A ya estaba en servicio en Vietnam en marzo 1965, y fue, salvo una breve excepción, el único avión —hasta la finalización del conflicto— capaz de encontrar con precisión los blancos perseguidos, de noche o con mal tiempo. A excepción de un puñado de aviones B-57G —versión especialmente equipada con detectores del versátil B-57, diseñada durante la guerra de Corea, pero que luego cayó en tan completo olvido que en Vietnam sólo se re-



Las actividades del limitado número de General Dynamics F-111 que prestaron servicio en el Sureste asiático siguen siendo controvertidas; pero no cabe duda del efecto devastador de este avión en sus ataques a la ruta (foto US Air Force).



Un cañonero Lockheed AC-130 del 919º Group especial de operaciones abre el fuego con su cañón giratorio durante una misión al anochecer (foto US Air Force).

modelaron algunos ejemplares, y de forma casi artesanal —, el único aparato capaz de competir con el A-6A en capacidad para acertar en el blanco fue el más reciente de los aviones de ataque de la USAF, el F-111 de ala variable. Este bombardero de extraordinaria capacidad salió por primera vez fuera de EE UU en marzo 1968, cuando se enviaron seis aviones del 482.º Squadron táctico de caza, con base en Nellis, a la base aérea thailandesa de Takhli. Tres de los seis fueron abatidos en el curso del primer mes de servicio, a pesar de que a la sazón las defensas enemigas eran débiles. Mucho más tarde se llegó a conocer las causas complejas de estas pérdidas, pero lo cierto es que los recién llegados participaron sólo en 55 misiones de combate. Unicamente a fines de 1972 se enviaron a Takhli dos nuevos Squadrons de F-111A (el 429.º y el 430.º) de la 474ª Ala táctica de caza, esta vez con más experiencia y con órdenes de realizar misiones mucho más difíciles. Estos 48 F-111 fueron los pioneros del moderno sistema de ataque aéreo a blancos de superficie fuertemente defendidos. Con buen o mal tiempo, debían realizar vuelos rasantes a través de pasos de montaña que resultaban sobrecogedores incluso a la plena luz del día, y precipitarse al ataque de aeropuertos, complejos de misiles tierra-aire y otros objetivos que habrían significado una muerte segura para la tripulación de casi cualquier otro avión. A la velocidad del sonido, debían arrojar pesadas cargas de bombas exactamente sobre esos objetivos, sin verificación previa ni ningún tipo de corrección de dirección. Sólo sufrieron seis pérdidas en más de 4 000 salidas, pese a atravesar el campo de muchos radares a lo largo de todo el vuelo sobre territorio del Norte.

Se ha hecho referencia ya a los cañoneros como nuevo tipo de arma a la que valía la pena dedicar una mención especial. ¿Quién hubiera imaginado que, en las extrañas circunstancias de la guerra de Vietnam, cazas capaces de duplicar la velocidad del sonido se dedicarían, no a lanzar bombas, sino detectores *Igloo White*, mientras que la tarea de destruir las caravanas de camiones norvietnamitas las realizarían transportes pesados propulsados a hélice? Todo surgió de la convicción del capitán Ronald Terry, de la División de sistemas aeronáuticos de la USAF, de que debía haber un modo de disparar oblicuamente y durante un tiempo prolongado sobre objetivos de superficie desde un avión que volara en círculo. Unos años antes, un misionero había ganado la amistad de los indígenas de la selva ecuatoriana ofreciéndoles regalos en un cubo atado al extremo de una larga cuerda que colgaba de su avión, mientras volaba en círculo. Volando según un adecuado viraje cerrado circular, pudo mantener el cubo inmóvil en un sitio dado, de modo que los que estaban en tierra pudieran recoger el regalo. Terry instaló ametralladoras que disparaban oblicuamente desde la cabina de los C-31 y, con ayuda de técnicos de la base de Eglin, se dedicó a perfeccionar la idea de disparar con precisión desde un gran avión que volaba en círculo.

El primer cañonero, el Douglas A-47, fue una versión del DC-3 diseñado en 1935. Bautizado como «Puff el Dragón mágico», llegó en noviembre 1965 a Tan Son Nhut. Más tarde aparecerían los AC-119 Shadow y Stinger, más grandes, y por último el AC-130, del que se construyeron varias versiones. Verdaderos acorazados del aire, los AC-130 giraban en órbita durante horas en las peores noches y destruyeron así, con el fuego continuado de ametralladoras de 20, 40 y hasta 105 mm, centenares de camiones localizados por los *Igloo White*.

Próximo capítulo:

Las misiones de los B-52



Esta dramática foto de exposición prolongada, tomada por un oficial del 600º Photo Squadron, muestra parte de la órbita de vuelo descrita por un cañonero Douglas AC-47 del 4.º Squadron de mando aéreo, en un ataque a posiciones del Vietcong en Saigón, durante la célebre ofensiva Tet de 1968 (foto US Air Force).

Cortar la ruta Ho Chi Minh

En sus acciones contra la ruta Ho Chi Minh, la USAF volvió a utilizar una serie de modelos que se remontaban a la guerra de Corea, y al mismo tiempo intentó desarrollar métodos más eficaces para cortar esta ruta. Cada vez se invirtió mayor esfuerzo y se volcaron más hombres en esta campaña. Pero la inquebrantable voluntad de los comunistas se sobrepuso a su total inferioridad tecnológica para derrotar el esfuerzo de los norteamericanos. Estos, aun utilizando todos sus recursos, no pudieron detener por largo tiempo el movimiento de vehículos ligeros, que comprendía incluso el transporte en bicicleta, a lo largo del laberinto de senderos que conducían al Sur a través de territorio «neutral».

1. Un Douglas AC-26 K Invader, remodelado a partir de un anticuado B-26 de la II Guerra Mundial, a punto de partir para una azarosa misión de interceptación en la ruta. El armamento incluye ametralladoras montadas en el morro y una carga subalar de diferentes bombas.

2. El transporte Fairchild C-119 Flying Boxcar tuvo limitada utilidad en la guerra de Vietnam, salvo como base del cañonero AC-119K Shadow. El ejemplar que aquí aparece tiene las superficies inferiores pintadas de negro, para su misión de interceptación nocturna, y motores a reacción subalares para obtener mejores prestaciones.

3. El avión de patrulla de la Marina Lockheed P-2 Neptuno se remodeló como OP-2E para el lanzamiento de precisión de detectores Igloo White.

4. La información radiada por los detectores Igloo White dispersos a lo largo de la ruta era recogida primero por equipos especiales en el avión retransmisor Lockheed EC-121R Warning Star. Aquí la información se evaluaba para proceder a una respuesta inmediata, y también se retransmitía a la ISC de Thailandia.

5. Otro tipo de avión que se utilizó como centro aéreo proceso de datos fue el Lockheed EC-130E. En la foto, un oficial de inteligencia trabajando en la cabina de mando.

6. Un Douglas A-1E Skyraider, sin cargas subalares pero todavía con su depósito central de combustible, inicia un tonel para realizar un bombardeo.

7. Ya desde la guerra de Corea, el napalm demostró ser un arma muy eficaz contra personas y blancos de superficie no protegidos.

8. Cráteres de bombas rodean un sector de la ruta Ho Chi Minh. Pese a esta salvaje destrucción, los Boeing B-52 sólo consiguieron retrasos ocasionales en los suministros del Vietcong (todas las fotos, US Air Force).


1


2


3


4


5


8


6


7

Harrier:
Arma aérea sin aeropuerto

Pese a su gran capacidad de combate y supervivencia, el British Aerospace Harrier, único avión de combate V/STOL occidental, tardó años en entrar en servicio, y sólo a finales de los setenta empezó a despertar el interés general. A partir de entonces, en el desarrollo de nuevas variantes la iniciativa británica ha sido superada por la norteamericana.

El Harrier es, con la excepción del Yakovlev Yak-36MP soviético, el único avión transónico que no necesita aeropuerto. Si es necesario puede despegar verticalmente, por ejemplo desde la cubierta de un pequeño navío o desde el claro de un bosque. Esta fabulosa ventaja militar, que en caso de guerra lo convierte en el único avión occidental que no sería sorprendido y destruido en el suelo antes de poder realizar una sola misión, ha sido ignorada durante más de 20 años; los ejércitos de todo el mundo se han negado a creer que un poder aéreo basado en pistas inmóviles sólo puede existir en tiempo de paz, y que el Harrier es la única alternativa existente.

La atención a la obvia vulnerabilidad de las bases fijas se remonta a los años cincuenta, cuando la OTAN estudió operaciones desde pistas improvisadas diseminadas por la campiña, y también el nuevo concepto de reactor V/STOL (vertical/short take-off and landing: despegues y aterrizajes verticales o cortos). Un diseñador de aviones retirado, de nacionalidad francesa, Michel Wibault, propuso un novedoso caza denominado *Le Gyroptère*, provisto de un motor que movía cuatro compresores impelentes cuyos chorros se descargaban a través de sendas toberas que podían ser dirigidas no sólo hacia atrás para la propulsión sino también hacia abajo, para elevar el avión desde el suelo.

El Estado mayor de la OTAN traspasó la idea a Bristol Aero-



Dispersos en claros de los bosques, lejos de los vulnerables aeródromos, los British Aerospace Harrier de la RAF pueden ser los aviones de combate del futuro y revolucionar los conceptos tácticos de la guerra aérea actual (foto M. Defensa británico).

Las mejoras introducidas, como el morro laser y el sistema pasivo de alerta en la cola, han cambiado sutilmente el perfil del Harrier GR.3 y le han dado mayor versatilidad. Este GR.3 presta servicio con el Squadron n.º 3.





Casi idéntico al estándar AV-8A, el AV-8S de la Armada española es también conocido como Harrier Mk.55 o como VA-1 Matador. Este VA-1 es el Matador n.º 5 de la Octava escuadrilla del Arma Aérea de la Armada, que tiene su base en Rota.



Los biplazas de la RAF poseen capacidad de combate completa y han sido provistos a posteriori con morros laser y sistemas pasivos de alerta en la cola. En caso de emergencia podrían formar parte de las fuerzas de primera línea de la RAF.

Engines, donde el director técnico, sir Stanley Hooker, lo pasó a su vez al joven ingeniero Gordon Smith. Smith consiguió pronto un diseño más elegante que eliminaba ejes, engranajes y compresores y, en cambio, utilizaba un turborreactor Orpheus con turbina libre que movía un ancho ventilador frontal (de hecho las tres primeras etapas del compresor de un reactor Olympus). El aire del ventilador era descargado a través de toberas a izquierda y derecha que podían ser dirigidas hacia atrás o abajo, para proporcionar empuje o sustentación.

Hawker presiona

En ese momento, en la primavera de 1957, el ministro de Defensa británico, Duncan Sandys, publicaba su Libro Blanco pronosticando la rápida eliminación de los aviones de combate tripulados. Todos los proyectos nuevos fueron anulados, pero el reactor V/STOL era tan obviamente importante que Bristol Aero-Engines, en colaboración con Hawker Aircraft, siguieron trabajando en él por su cuenta. El director técnico de Hawker, sir Sydney Camm, traspasó a Ralph Hooper y John Fozard la idea de diseñar un avión V/STOL utilizando el motor de Bristol. Ellos sugirieron dos importantes mejoras: el chorro caliente trasero debía ser también descargable a través de toberas a derecha e izquierda, dirigibles al unísono con la pareja delantera; y los dos rodetes de la turbina deberían girar en direcciones opuestas para reducir el par giroscópico. Con unos cuantos refinamientos más, el motor se convirtió en el BE 53/2 Pegasus, que se construyó y entró en servicio en 1959 con ayuda financiera estadounidense.



Uno de los más importantes elementos de la aviónica del Harrier GR.3 es el sistema telemétrico e iluminador de blancos por laser Ferranti, que se aloja en el morro reformado del avión. Proporciona información telemétrica para el computador de puntería de armas del Harrier y apunta con un rayo laser al objetivo para guiar sus bombas «inteligentes» (foto M. Defensa británico).



El concepto de empuje vectorial para V/STOL en un avión «convencional» fue ensayado por primera vez en el Hawker P.1127, que comprobó la idea con una serie de vuelos que incluían la transición al y del vuelo estático, controlando la sustentación mediante chorros de aire (foto British Aerospace).

Entretanto Hawker decidió invertir capital propio en construir un prototipo V/STOL movido por el Pegasus, el P.1127. Fue el primer avión en elevarse con un único motor de empuje vectorial que proporcionaba empuje a través de dos chorros fríos delante y dos chorros calientes detrás. El primer P.1127 hizo su primera torpe y errática prueba de vuelo estático atado a una plataforma emparrillada, el 21 octubre 1960. En noviembre las ataduras fueron eliminadas, en marzo 1961 comenzaron las pruebas convencionales en pista larga y en setiembre 1961 el vital paso de transición, entre el vuelo apoyado en los chorros y el de alta velocidad al modo convencional, fue realizado en los dos sentidos. Por entonces el P.1127 era un activo prototipo que volaba con la misma seguridad hacia adelante, en vuelo estático, a los lados o hacia atrás. En diciembre 1961 alcanzó Mach 1,2 en picado.

Como la RAF continuó sin mostrar un interés real, el esfuerzo casi misionero de Hawker y Bristol consiguió que se aprobara la

idea de un Escuadrón de evaluación tripartito con personal británico, americano y alemán, para probar aviones V/STOL a reacción. Se encargaron nueve aviones modificados, denominados Kestrel, volando el primero el 7 marzo 1964. Después de casi 600 horas de vuelo en 938 misiones, y pese al entusiasmo de los pilotos, los generales consideraron que los V/STOL no merecían la pena. La USAF se decidió por un «caza» convencional que pesaba 50 tm y que ocupó los titulares de la prensa a causa de sus problemas: el General Dynamics F-111.

El Estado mayor de la OTAN, no obstante, organizó un concurso gigante para un avión de combate supersónico V/STOL que, en abril 1962, fue ganado por el P.1154.

El P.1154 era más largo, más pesado y, movido por el nuevo motor BS.100 con cámaras impelentes de combustión (una especie de postcombustión) en las toberas delanteras, era capaz de alcanzar casi dos veces la velocidad del sonido. El interés de la OTAN se evaporó poco después. El P.1154 fue sabiamente elegido por la RAF pero, tras las elecciones de febrero 1965, el nuevo gobierno canceló el programa de producción, y tanto la RAF como la Marina se equiparon con aviones Phantom provistos de motor Rolls-Royce.

En Hawker Aircraft, tras años de trauma y esfuerzo, cundió el desánimo, pero no todo estaba perdido: el gobierno sugirió que la aviónica militar del P.1154, con excepción del radar, podía ser utilizada a bordo de un desarrollo más simple del Kestrel, que pudiera ser encargado por la RAF. Era mejor que nada, pero la RAF mostró poco interés por el aparato, y reclamó al menos un motor más potente. La Bristol aumentó el empuje del motor Pegasus de 6 124 a 8 618 kg; Hawker rediseñó el ala, el fuselaje y la cola; hizo extensas mejoras en el inusual tren de aterrizaje biciclo, rediseñó numerosos detalles como el sistema de control de vuelo por descarga de aire, las tomas del motor y la estructura primaria de la célula (para conseguir una vida garantizada de 15 000 horas), y añadió un avanzado sistema inercial de navegación y de lanzamiento de cargas ofensivas. Se añadieron soportes para bombas subalares y en el fuselaje, depósitos de combustible y cohetes, dos cañones Aden de 30 mm en contenedores sujetos a cada lado del fuselaje, un asiento Mk 9 asistido por cohetes para el piloto, y se previó la posibilidad de una sonda de reaprovisionamiento en vuelo. A pesar de todo el equipo extra, la capacidad interna de combustible se incrementó a 2 864 litros, proporcionando una autonomía apreciablemente mayor que algunos cazas típicos no V/STOL, como el Hunter.

Al fin, en servicio

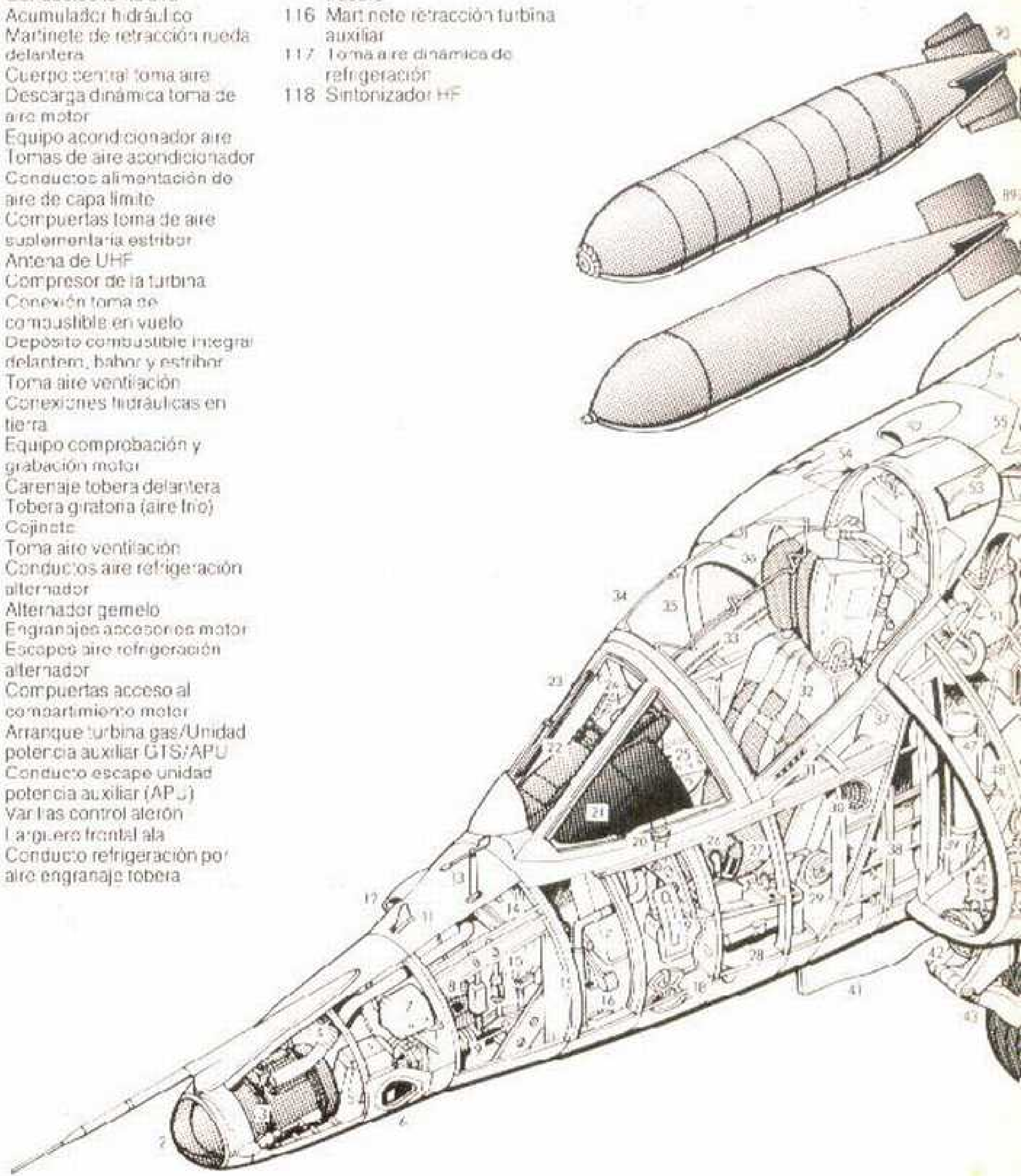
El primer P.1127 de la RAF, conocido ya como Harrier GR.1, voló en Dunsfold el 28 diciembre 1967. A pesar de que la RAF continuó mostrando escaso interés, se ordenó la producción del GR.1, comenzando el servicio regular en el 51 aniversario de la RAF, el 1 abril 1969. El primer Squadron de Harrier, n.º 1, comenzó la conversión en julio 1969 y las dos unidades siguientes, Squadrons n.os 3 y 4, pasaron a ser operacionales con la RAF en Alemania. Con base en Gutersloh, el más oriental de los aeródromos



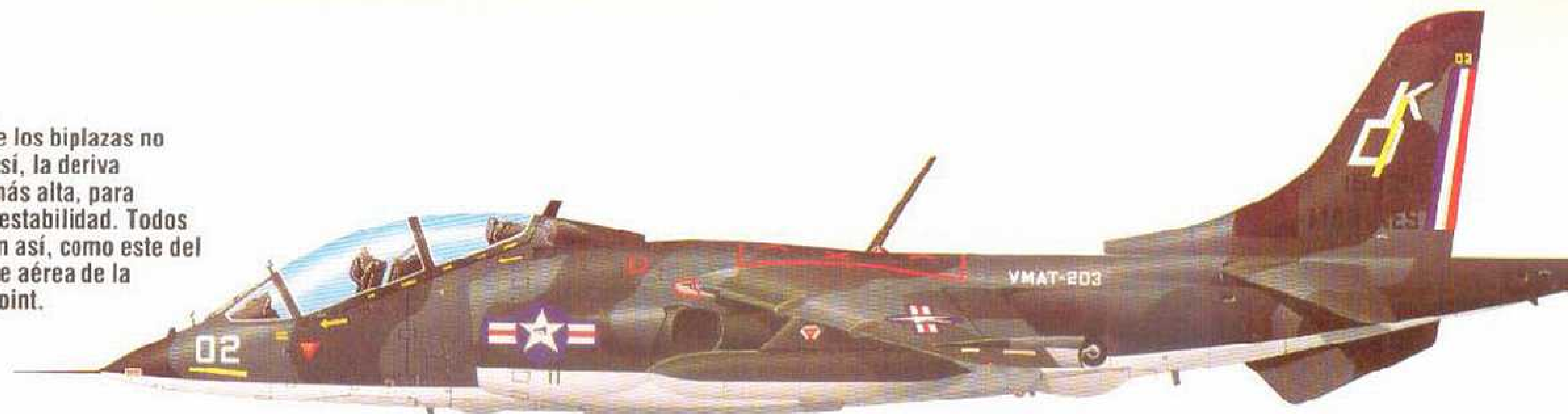
Un AV-8A de la Infantería de marina de EE UU, en maniobras en Corea en 1977. Los Harrier de este Cuerpo son continuamente rotados a bordo de los buques de asalto anfibio de la clase Iwo Jima para proporcionar cobertura aérea en los desembarcos. Todos están siendo modernizados a AV-8C (foto Us Air Force).

Corte esquemático del British Aerospace (HS) Harrier GR.3

1 Tubo pitot
2 Cubierta protectora transparente del laser
3 Telémetro iluminador de blancos por laser Ferranti (LRMTS)
4 Conducto refrigeración por aire
5 Cámara fotográfica oblicua
6 Cámara fotográfica babor
7 Depósito líquido limpiaparabrisas
8 Plataforma inercial
9 Conducto aire del control a reacción cabeceo
10 Actuador sensor cabeceo y equilibrio
11 Antena IFF
12 Toma de presión dinámica
13 Veleta de guiñada
14 Válvula descarga de aire en cabina
15 Mampara frontal
16 Pedales timón
17 Unidad presentación datos sistema navegación y ataque
18 Varillas control
19 Manija accionamiento exterior cubierta de cabina
20 Palanca de control
21 Encimera panel instrumentos
22 Limpiaparabrisas
23 Parabrisas a prueba de pajaros
24 Presentador frontal datos
25 Consola instrumentos
26 Palanca control angular toberas
27 Palanca gases motor
28 Equipo cohetes del asiento lanzable
29 Llave paso combustible
30 Válvula presurización cabina
31 Palanca lanzamiento en emergencia de la cubierta
32 Asiento lanzable Martin Baker tipo 9D,03
33 Rail deslizamiento cubierta
34 Cable explosivo miniatura rompedor cubierta
35 Toma de aire estribor
36 Apoyacabezas del asiento
37 Mampara trasera cabina
38 Alojamiento rueda proa
39 Conducto alimentación aire de la capa límite
40 Toma de aire babor
41 Compuerta alojamiento rueda proa
42 Luces aterrizaje y rodadura
43 Horquilla rueda proa
44 Rueda proa
45 Compuertas entrada aire suplementario (completamente libres)
46 Conductos toma aire
47 Acumulador hidráulico
48 Martinete de retracción rueda delantera
49 Cuerpo central toma aire
50 Descarga dinámica toma de aire motor
51 Equipo acondicionador aire
52 Tomas de aire acondicionador
53 Conductos alimentación de aire de capa límite
54 Compuertas toma de aire suplementaria estribor
55 Antena de UHF
56 Compresor de la turbina
57 Conexión toma de combustible en vuelo
58 Depósito combustible integral delantero, babor y estribor
59 Toma aire ventilación
60 Conexiones hidráulicas en tierra
61 Equipo comprobación y grabación motor
62 Carenaje tobera delantera
63 Tobera giratoria (aire frío)
64 Cojinete
65 Toma aire ventilación
66 Conductos aire refrigeración alternador
67 Alternador gemelo
68 Engranajes accesorios motor
69 Escapes aire refrigeración alternador
70 Compuertas acceso al compartimiento motor
71 Arranque turbina gas/Unidad potencia auxiliar GTS/APU
72 Conducto escape unidad potencia auxiliar (APU)
73 Varillas control alerón
74 Larguero frontal ala
75 Conducto refrigeración por aire engranaje tobera
76 Sección turbinas motor
77 Motor turbofan Rolls Royce Pegasus MK 103 de empuje vectorial
78 Nervadura junto panel central ala
79 Toma de aire APU
80 Paneles carenado sección central ala
81 Depósito combustible integral plano estribor, capacidad 2 865 l
82 Conductos combustible
83 Punto sujeción soporte subalar
84 Varilla control alerón
85 Conducto aire sistema control a reacción
86 Borde de ataque en «diente de perro»
87 Soporte subalar interior
88 Depósito lanzable en combate, capacidad 445 l
89 Bomba HE 454 kg
90 Bombas BL755 de fragmentación 272 kg
91 Soporte externo estribor
92 Escuadra guía aerodinámica
93 Punto sujeción soporte externo
94 Unidad control hidráulico alerón
95 Válvula aire control alabeo a reacción
96 Luz navegación estribor
97 Carenado punta de ala
98 Perfil punta de ala para vuelos de traslado
99 Carenado larguero ruedecilla estribor
100 Larguero ruedecilla en posición retraída
101 Alerón estribor
102 Tubo descarga en vuelo del combustible
103 Flap estribor
104 Carenado raíz borde fuga
105 Tapa depósito mezcla agua metanol
106 Luces anti-colisión
107 Depósito mezcla agua-metanol del sistema sobreinyección
108 Extintor incendios
109 Martinete hidráulico flap
110 Medidores combustible
111 Depósito integral trasero
112 Alojamiento turbina auxiliar de presión aerodinámica
113 Compuertas alojamiento turbina
114 Turbina auxiliar emergencia por presión aerodinámica
115 Costillas estructura fuselaje trasero
116 Martinete retracción turbina auxiliar
117 Toma aire dinámica de refrigeración
118 Sintonizador HF
119 Antena de ranura HF
120 Varillaje control timón
121 Planos de cola enterizos
122 Sensor temperatura
123 Estructura deriva
124 Receptor alerta radar trasero
125 Antena VHF
126 Carenado antena punta de deriva
127 Charnela superior timón
128 Estructura timón en «nido de abeja»
129 Martinete equilibrio timón
130 Contrapeso timón
131 Conductos control a reacción de cola
132 Control guiñada
133 Receptor alerta radar
134 Luz trasera posición
135 Válvula control a reacción de cabeceo
136 Borde de fuga estabilizador en «nido de abeja»
137 Extensión de punta estabilizador
138 Estructura plano cola
139 Paragolpes de cola
140 Antena de ranura FF
141 Junta estanqueidad estabilizador
142 Unión larguero cola
143 Sección central integral estabilizador
144 Martinete control estabilizador
145 Escapes corriente dinámica aire
146 Antena reserva UHF
147 Acondicionador aire
148 Toma corriente externa
149 Baterías gemelas
150 Compuerta acceso al compartimiento ventral
151 Racks equipo electrónico y radio
152 Compuerta acceso al compartimiento electrónica
153 Aerofreno ventral
154 Martinete hidráulico aerofreno
155 Bombonas nitrógeno de presión sistema hidráulico
156 Eyectores flap
157 Larguero trasero/junta de unión fuselaje
158 Escudo protección chorro tobera
159 Tobera giratoria trasera (chorro caliente)
160 Larguero trasero ala
161 Estructura en «nido de abeja» flap babor
162 Válvula descarga en vuelo combustible



Aunque inicialmente los biplazas no fueran entregados así, la deriva estándar es 45 cm más alta, para proporcionar mejor estabilidad. Todos los TAV-8A, la llevan así, como este del VMAT-203 de la base aérea de la Armada en Cherry Point.



Hoy día la fuerza de AV-8A Harrier de la Infantería de marina de EE UU está siendo progresivamente modernizada por McDonnell al estándar AV-8C. Este ejemplar pertenece al escuadrón VMA-231 con base en Cherry Point.

163 Tubo descarga en vuelo combustible
164 Estructura en «nido de abeja» alerón
165 Carenado larguero ruedecilla babor
166 Carenado punta de ala
167 Perfil punta ala para vuelos de traslado
168 Martinete retracción hidráulica
169 Vástago amortiguador
170 Ruedecilla babor
171 Torsor en pinza
172 Carenado larguero rueda
173 Luz navegación babor
174 Válvula control de reacción alabeo
175 Cuadernas ala
176 Punto sujeción soporte subalar externo
177 Cubierta mecanizada ala/larguerillos paneles
178 Unidad control alerón
179 Larguero frontal
180 Costillas borde ataque
181 Conductos control a reacción
182 Soporte subalar externo
183 Cuaderna guías aerodinámicas borde de ataque (FENCE)
184 Tren de aterrizaje principal doble
185 Soporte subalar interno
186 Conexiones combustible y aire al soporte subalar
187 Punto sujeción soporte subalar
188 Cuaderna exterior depósito integral combustible
189 Toma presión combustible
190 Panel recubrimiento intradós/junta de unión fuselaje
191 Depósito sistema hidráulico n.º 1 (n.º 2 a estribor)
192 Depósito integral central combustible, babor y estribor
193 Estructura carenaje tobera
194 Borde de ataque en «diente de perro»
195 Aleta de aumento colchón aire (colocada en lugar del contenedor cañón)
196 Soporte ventral
197 Contenedor reconocimiento
198 Cámara delantera F135
199 Cámara oblicua babor F95 Mk. 7
200 Cámara oblicua estribor
201 Unidad convertidora datos
202 Contenedor cañón
203 Tapón desechable
204 Tubo cañón
205 Orificios apagallamas
206 Cañón-revólver Aden 30 mm
207 Canaletas alimentación cañón
208 Eyector grapas unión cartuchos
209 Tolva municiones, 100 disparos
210 Afuste gemelo
211 Lanzacohetes Matra 116M, 19 cohetes de 68 mm
212 Lanzacohetes Matra 155, 18 cohetes de 68 mm
213 Bengala LEPUS
214 Afuste doble pequeñas cargas
215 Bombas de prácticas 13 kg

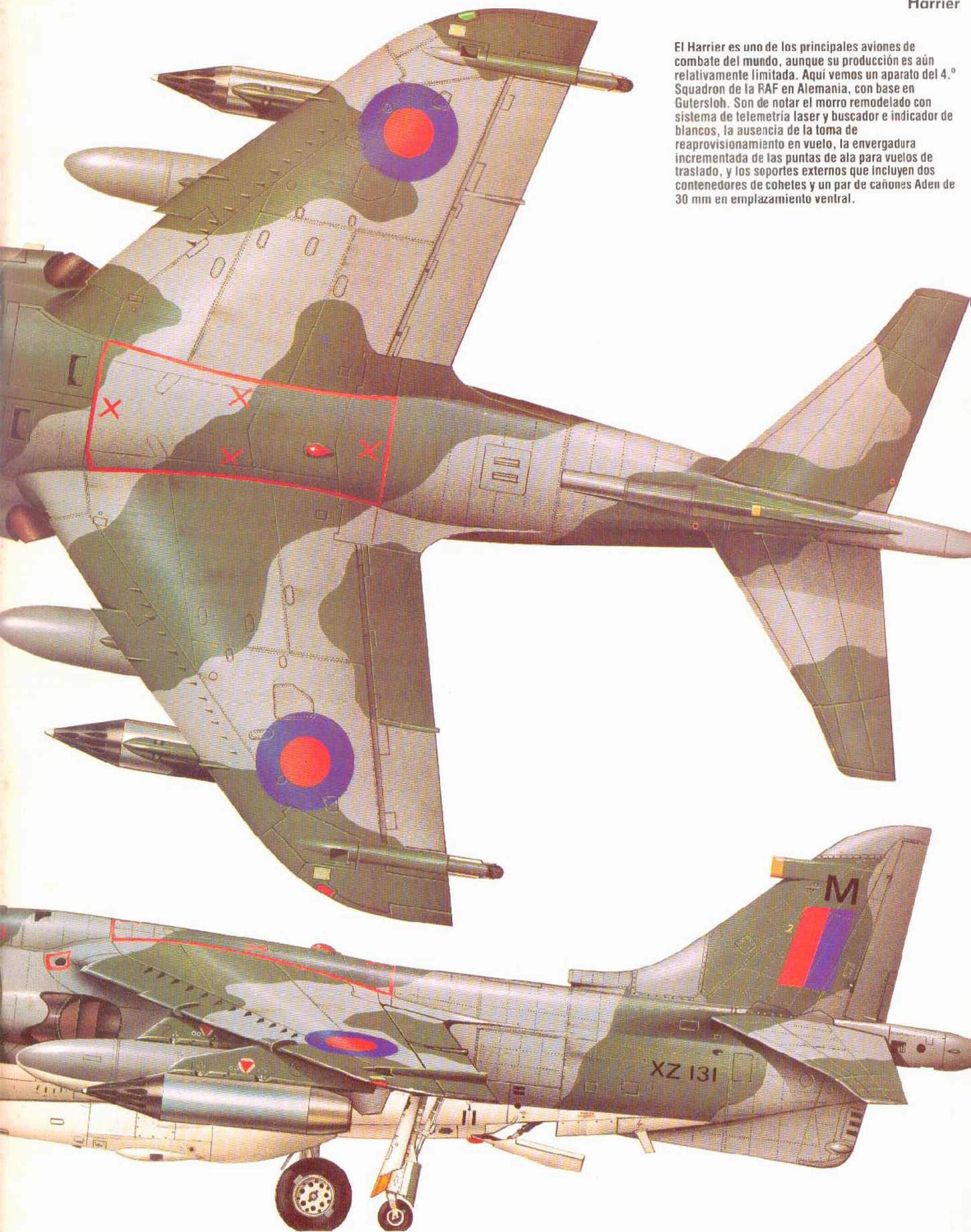
British Aerospace (Hawker Siddeley) Harrier GR.3

Especificaciones técnicas
Tipo: avión V/STOL de apoyo cercano y reconocimiento
Planta motriz: un turbofan Rolls-Royce Pegasus 103 de 9 752 kg de empuje vectorial
Prestaciones: velocidad máxima a baja cota, más de 1 186 km/h; máximo número de Mach en picado 1,3; alcance máximo en combate, con una carga externa de 1 360 kg y habiendo despegado verticalmente, 667 km; alcance con un reaprovisionamiento en vuelo 5 560 km; tiempo de trepada a 12 200 m en despegue vertical 2 min 22 seg 7/10; techo de servicio 15 240 m
Pesos: básico operando en vacío, tripulación incluida 5 580 kg; máximo en despegue 11 340 kg
Dimensiones: envergadura 7,70 m; longitud 13,91 m; altura 3,45 m; superficie alar 16,68 m^2



Armamento: soportes ventrales y cuatro subalares para cargas externas, hasta un peso máximo garantizado de 3 630 kg, aunque los Harrier de la RAF suelen operar con unos 2 268 kg; los dispositivos CAD ventrales pueden ser sustituidos por dos contenedores de cañones Aden de 30 mm con su munición. Los puntos de carga alares pueden montar diversas combinaciones de bombas, contenedores de cañones, cohetes y bengalas. Está prevista en el AV-8A la instalación de dos cañones Aden de 30 mm y de misiles aire-aire Sidewinder

El Harrier es uno de los principales aviones de combate del mundo, aunque su producción es aún relativamente limitada. Aquí vemos un aparato del 4.º Squadron de la RAF en Alemania, con base en Gutersloh. Son de notar el morro remodelado con sistema de telemetría laser y buscador e indicador de blancos, la ausencia de la toma de reaprovisionamiento en vuelo, la envergadura incrementada de las puntas de ala para vuelos de traslado, y los soportes externos que incluyen dos contenedores de cohetes y un par de cañones Aden de 30 mm en emplazamiento ventral.



aliados en el sector central de la OTAN, estas unidades han cubierto 13 años de intensa y entusiasta experiencia, operando desde cualquier lugar concebible. Sus prestaciones han sido ejemplares, generalmente con mantenimiento inferior a las 10 horas/hombre por hora de vuelo; y en unas recientes maniobras, 12 Harrier alcanzaron una media de 10 salidas diarias, lanzando 559 tm de explosivos y disparando 77 000 cartuchos de munición de 30 mm. Hace años, los GR.1 fueron modificados al estándar GR.3 con motores de 9 752 kg de empuje y provistos de sistemas laser en la proa y radares de alerta en la cola.

La RAF adquirió también un biplaza Harrier de controles duplicados que, aunque utilizado básicamente para facilitar la conversión de pilotos, tiene plena capacidad de combate y puede ser utilizado como entrenador de armamento con cañones, bombas y cohetes. En caso de emergencia, el Harrier biplaza T.4 puede ocupar un puesto en primera línea. Hawker financió por su parte otro biplaza, ayudado por los demás fabricantes de componentes, que lleva la matrícula civil G-VTOL. Ha volado por todo el mundo, demostrando de la forma más efectiva lo que los pilotos del Harrier pueden conseguir con sólo un control extra en la cabina, la palanca de control angular de la tobera. La operación normal es conseguir unos 165 km/h en el indicador de velocidad de aire, situar en 55° o 60° el ángulo de la tobera y luego, con las toberas apuntando hacia atrás, abrir a tope la palanca de gases. Incluso con 2 268 kg de carga externa, la aceleración es más rápida que en cualquier otro avión militar. Cuando la aguja del indicador de velocidad del aire alcanza la marca de los 165 km/h, la palanca de las toberas es empujada a tope. El avión brinca del suelo pero continúa acelerando y cuando las ruedas se repliegan, las toberas vuelven lentamente a posición horizontal hasta que la sustentación es proporcionada por el ala. Después del vuelo, con poco peso se puede hacer un aterrizaje vertical (o, para evitar la ingestión de tierra y piedras, un aterrizaje de corto recorrido a 48 km/h).

En el festival de Farnborough de setiembre 1968, tres oficiales de alta graduación de la Infantería de marina de EE UU pidieron pilotar un Harrier. A pesar de la previsible oposición del Congreso, necesitaban tan desesperadamente aviones de alta velocidad que pudieran ejercer presión sobre cabezas de playa distantes sin disponer de aeródromos o grandes portaviones, que compraron 102 monoplazas AV-8A y ocho biplazas TAV-8A, que fueron tan intensamente utilizados como los Harrier de la RAF. Estaban desprovistos del sistema inercial de navegación y equipados con asientos lanzables americanos y misiles aire-aire Sidewinder. Las misiones de los Harrier de la Infantería de marina son diferentes de los ataques semiautomáticos en rasante de la RAF; estarán dirigidos principalmente hacia el bombardeo visual en picado, lanzamiento de cohetes y fuego de cañón, con mayor énfasis en el combate aéreo.


Gracias a una estructura revisada con rasgos aerodinámicos avanzados que aumentan considerablemente la sustentación sin apenas incremento en el peso en vacío, el AV-8B, desarrollado del AV-8A por McDonnell Douglas, posee características superiores y una mayor carga útil (foto McDonnell Douglas Corporation).

Para ver las posibilidades del Harrier en combate aéreo, un oficial de la Infantería de marina de EE UU decidió a principios de 1971 investigar lo que vino a ser conocido como «Viffing» (VIFF: vectoring in forward flight, vuelo «vectorizado»). Decidió acortar el tiempo de deceleración de 925 a 555 km/h girando las toberas a posición de retroceso total. No pudo hacerlo, ya que tal acción lo empujó fuera de su asiento y lo arrojó contra el panel de instrumentos y el parabrisas. Sobrevivió a la experiencia y el avión también, y desde entonces el combate aéreo ha quedado dividido entre los cazas que pueden «viffinizar» y los que no. Extensas pruebas han demostrado que ningún avión en el mundo puede colocarse a la cola de un Harrier pilotado por un piloto alerta, quien, en casi todas las situaciones (excepto contra misiles lanzados desde larga distancia e inadvertidos), puede cambiar las tornas al caza enemigo. Posteriores estudios demostraron que no era difícil, en vuelo bajo, maniobrar hasta que el caza perseguido se estrellase contra el suelo.


El Sea Harrier, adaptado a los requisitos específicos de la Marina, posee un radar diferente en un morro rediseñado, y mejor visión para el piloto gracias a una cabina más alta. Puede usar misiles aire-aire (foto Denis Calvert).

V/STOL embarcados

Tras la aceptación de EE UU, también el Arma Aérea de la Armada española decidió construir un portaviones V/STOL y equiparlo con Harrier. Al efecto, adquirió seis monoplazas y dos biplazas y, para sorpresa de muchos, los pilotos españoles demostraron que podían operar, y así lo vienen haciendo desde hace varios años, desde el viejo *Dédalo* cuya cubierta es de madera (a finales de 1984 el nuevo buque estará ya disponible).

El pedido español preludiaba el interés de las fuerzas navales de todo el mundo, desde los años sesenta, por el Harrier, que hace posible disponer de aviones de ala fija y alta velocidad en el mar sin los astronómicos costes y complicaciones de los modernos superportaviones. La propia Marina británica, después de años de discusiones, finalmente encargó en junio 1975 el Sea Harrier FSR. 1, para sus nuevos portaviones V/STOL. A pesar de tener una célula casi idéntica a la del Harrier, el Sea Harrier tiene características totalmente diferentes.

Exteriormente posee una nueva proa, con un radar multimodo Blue Fox y una cabina abultada, que proporciona visión total, muy importante para el combate aéreo, pero que fue adoptada por proporcionar mayor espacio para aviónica más completa para navegación, puntería y combate aéreo, con circuitos digitales microelectrónicos. El Sea Harrier fue diseñado para una versatilidad total en misiones aire-aire y aire-superficie y puede también llevar un muy amplio espectro de armas que incluye misiones tales como el Sea Eagle. Tanto el avión como el motor MK. 104 están protegidos de la corrosión, con el uso de aleaciones de magnesio y pinturas marinas.

Cuando el Sea Harrier estaba tomando forma, a un oficial de la Armada se le ocurrió una idea de extraordinaria simplicidad que,



El primer prototipo de vuelo AV-8B era un AV-8A completamente reconstruido en San Luis con un ala nueva de fibra de carbono y muchas otras mejoras, para incrementar el alcance y la carga de armas. Comenzó su programa de vuelos el 9 noviembre 1978.



El Sea Harrier FRS.1 de la Marina británica utiliza una célula casi idéntica a la del GR.3 de la RAF, exceptuando el nuevo morro, la cabina elevada, el equipo electrónico extra y el radar plegable. Este FRS.1 pertenece al Squadron n.º 800, embarcado en el *HMS Invincible*.

sin embargo, multiplica la capacidad y seguridad del Sea Harrier y que puede incluso utilizarse por aviones V/STOL terrestres. La rampa de esquí (ski jump) es una curvatura hacia arriba al final de la cubierta de vuelo que proporciona velocidad adicional al avión en despegue, dándole mayor altura y evitando la falla del motor. También mantiene al avión a salvo de las olas cuando deja la pista en el momento justo en que la proa se hunde en un mar movido. Igualmente importante es la reducción en la velocidad y carrera de despegue o el aumento en la carga ofensiva, que llega a ser el doble de la normal. La corta carrera permite además al Sea Harrier operar desde navíos pequeños de hasta 5 000 tm. Desafortunadamente, los nuevos portaviones de la Royal Navy, el *Invincible* y el *Indomitable*, llevan justo en la proa un lanzamisiles que limita la inclinación de la rampa a 7º. El tercer buque de la serie, el *Ark Royal*, podrá disponer de una rampa de 12º, y la Marina norteamericana también ha adoptado la idea.

EE UU se apodera del Harrier

En el Reino Unido escasea el dinero para mejorar el Harrier, pero se han hecho detallados estudios sobre cambios menores, denominados LERX (Leading-edge root extensions, extensiones del borde de ataque) y CAD (cushion augmentation devices, dispositivos de aumento de colchón de aire) que incrementan la carga ofensiva y la manejabilidad en vuelo y que han sido aplicados a los Harrier de la RAF. Un avión apodado «Big Wing» o Harrier Mk.5 se estudió también para cubrir la necesidad de la RAF de un avión de combate de segunda generación con mayor carga de bombas y más manejable en combate. Desgraciadamente no se consiguieron fondos para desarrollar este sugestivo proyecto, pero en San Luis, la McDonnell Aircraft, que posee la licencia British Aerospace, se dedicó a construir una versión modernizada del AV-8A designada AV-8B, anticipándose a un pedido del Cuerpo de Infantería de marina de Estados Unidos por una serie de 336 aviones de este tipo.

El rasgo principal del AV-8B es un ala completamente nueva, de mayor envergadura, con menor flecha y área incrementada de 18,62 a 21,37 m^2 (comparable a los 23,225 m^2 del Mk.5 británico), construida principalmente en material compuesto de fibra de carbono. La capacidad interior de combustible aumenta en un 50 %, y dispone de seis soportes subalares que elevan la carga ofensiva a 4 137 kg. Las tomas de aire han sido rediseñadas para captar un flujo mayor con más eficiencia, las toberas son más anchas y cuadradas y, en conjunción con flaps mucho mayores, incrementan la sustentación en despegue de carrera corta a no menos de 3 039 kg. Sorprendentemente, estas y otras mejoras no alteran en demasía el peso en vacío del AV-8B, que puede llevar doble carga ofensiva que un AV-8A y lanzarla con mayor precisión.

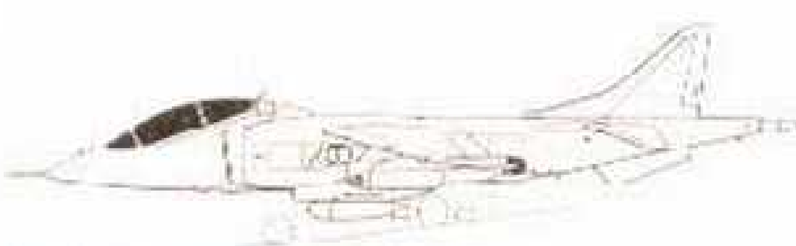
El AV-8B consiguió el visto bueno a mediados de 1981, después de ser también adoptado por la RAF. British Aerospace fabricará la sección trasera del fuselaje para los 336 pedidos, más los 60 de la RAF. El sucesor supersónico del AV-8B para la década de los noventa será un programa conjunto entre EE UU y Gran Bretaña.



El AV-8C de la Infantería de marina de EE UU es esencialmente similar al AV-8A del que procede. El objeto de este proceso es el de prolongar la vida útil de la célula, mejorar la sustentación y modernizar y aumentar la aviónica de combate con sistemas superiores y más versátiles (foto McDonnell Douglas Corporation).

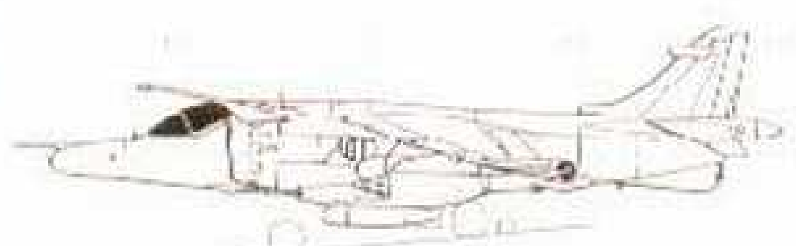
Variantes del Harrier (excluidos P.1150 y P. 1154)

P.1127: prototipos originales (XP831, 836, 972, 976, 980 y 984) con diferencias en alas, planos de cola, tomas de aire y otros rasgos. Motor usual BS 53/3 Pegasus 2 (4 990 kg)
Kestrel: avión del Escuadrón de evaluación, rediseñado con alas en flecha y equipo diferente (XS688-696); motor usual Pegasus 5 (7 031 kg)
Harrier GR.1: aparato inical de producción para la RAF, rediseñado y con equipo operacional completo; serie de preproducción de P.1127 RAF (XV276-281) y de producción (XV738-762, 776-810, XW630, 763-770, 916-924), motor original Pegasus 6 Mk. 101 (8 618 kg)
Harrier T.2: biplaza en tándem de entrenamiento con doble mando y capacidad de combate (XW174, 175, 264-272, XW925-927, 933-934): motor original como el GR.1, ahora repotenciado a T.4
Harrier GR.3: monoplaza en servicio en la RAF, con LRMTS y sistema de alerta radar; otras modificaciones,



British Aerospace (HS) Harrier T.2

incluido nuevo sistema de navegación y ataque; sobrevivientes de series GR. 1 más XZ128-139, 963-986; motor Pegasus 103 (9 752 kg)
Harrier T.4: biplaza en servicio en la RAF y la Marina;



British Aerospace (HS) Harrier GR.3

supervivientes de series T. 2 más XZ145-147 (Marina) 445-448, más el civil propiedad de BAe Mk.52 G/VTOL. Pegasus 103
Harrier GR.5: designación prevista de la versión Big Wing, no construida

Sea Harrier FRS.1: variante polivalente para la Marina, con fuselaje delantero rediseñado y nueva aviónica (XZ438-440, 450-460, 491-500), motor Pegasus 104 (9 752 kg)



British Aerospace Sea Harrier FRS.1

Sea Harrier FRS. 51: seis para la Marina india
Sea Harrier T. 60: dos para la Marina india
AV-8A (Harrier Mk.50): versión básica para la Infantería de marina norteamericana, como el GR.3 con equipo diferente (Bu.Aer. n.os 158384-395, 158694-711, 158948-977, 159230-259, 159366-377), con motor Pegasus 102 (9 299 kg), ahora Mk.103 (9 752 kg); supervivientes modificados a AV-8C
AV-8S (Harrier Mk.53, VA-1 Matador): similar a AV-8A, adquiridos por la Armada española vía EE UU, con Bu.Aer. n.os 159557-562 y 161174-178
TAV-8A (Harrier Mk.54): entrenador de doble mando para la Infantería de marina norteamericana (Bu.Aer. n.os 159378-385)
TAV-8S (Harrier Mk.55, VAE-1 Matador): similar a TAV-8A, para la Armada española (Bu.Aer. n.os 159563-4)
YAV-8B: AV-8A reconstruidos para prototipos de segunda generación para la Marina e Infantería de Marina de EE UU: ala completamente nueva y numerosas mejoras; YF402-RR-404 (9 752 kg); Bu.Aer. n.os 158394-5
AV-8B: nueva versión de producción para Infantería de marina de EE UU y RAF, 75 % McDonnell y 25 % BAe (cuatro primeros Bu.Aer. n.os 161396-399, resto en espera)



McDonnell Douglas AV-8B

AV-8E: AV-8B mejorado con motor Pegasus 11F-35 (10 660 kg) y mejora de extensiones de borde de ataque, en espera de financiación
AV-8SX: avión de demostraciones supersónico propuesto por McDonnell y BAe con propulsión R.R./PWA, alas supersónicas, mayor fuselaje, motor Pegasus 11F-35FCB; en espera de financiación

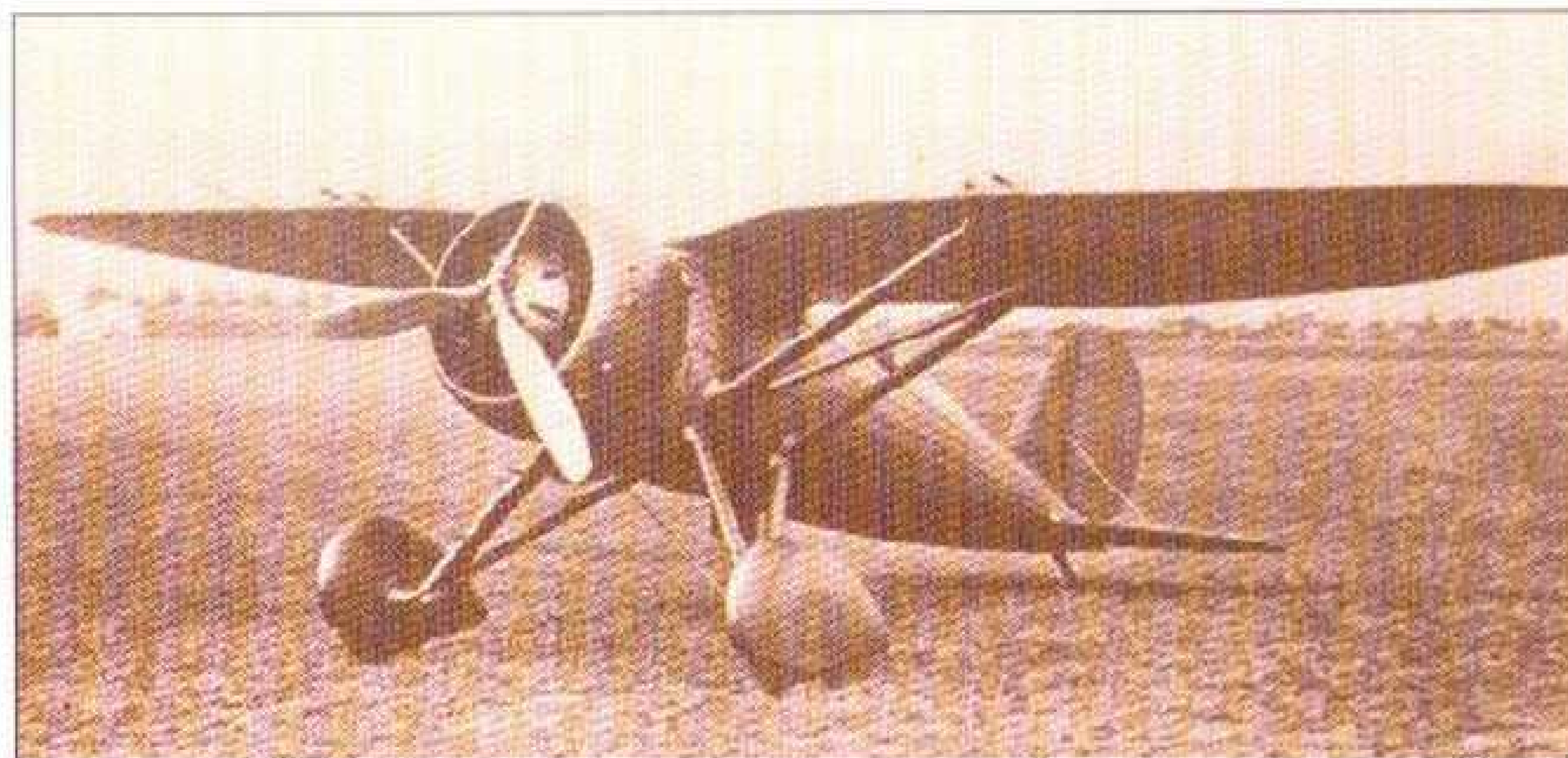
A-Z de la Aviación

Aero A.102

Historia y notas
Diseñado y construido en 1937, el único **Aero A. 102** fue el prototipo de un caza muy parecido a los PLZ P.11 y P.24 polacos. Era un monoplano de ala alta del tipo gaviota, reforzada por medio de montantes en N y que disminuía en espesor y cuerda desde un tercio de la envergadura hacia su raíz y hacia los extremos. El fuselaje de sección circular era de tipo convencional, con una cabina abierta, cola convencional reforzada y tren de aterrizaje con patín de cola y carenado.

Especificaciones técnicas
Tipo: caza monoplaza
Planta motriz: un motor Gnome-Rhône Mistral Major 14 Kfs Walter radial, de 900 hp
Prestaciones: velocidad máxima horizontal 434 km/h; techo de servicio 3 050 m
Pesos: máximo en despegue 2 036 kg
Dimensiones: envergadura 11,05 m; longitud 7,30 m

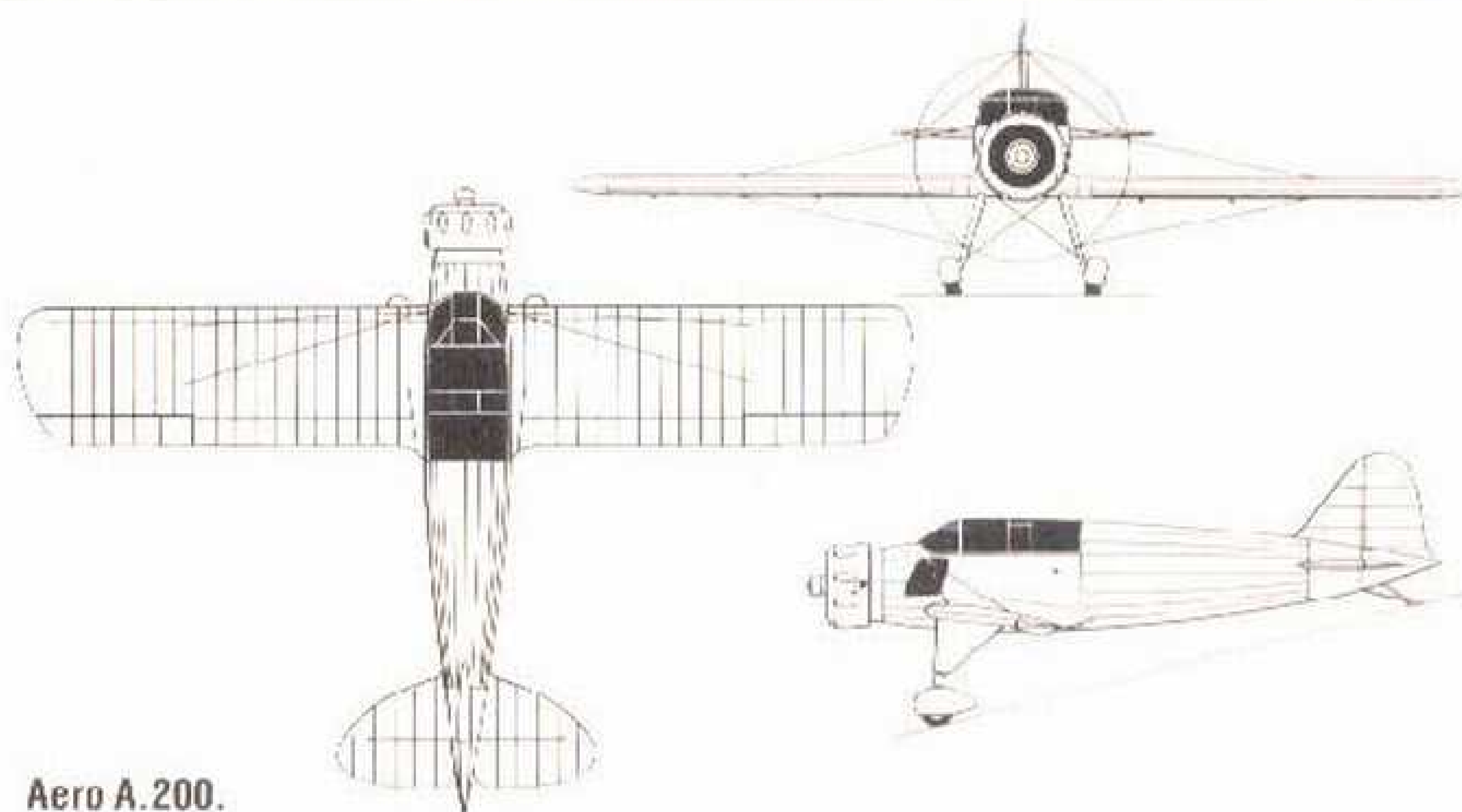
Similar en concepto a los cazas de ala de gaviota PZL, el Aero A.102 estaba obsoleto cuando en 1937 su prototipo voló por primera vez. No llegó a producirse.



Aero A.200

Historia y notas
Bajo la denominación **Aero A.200** la compañía diseñó y construyó un monoplano con cabina para cuatro plazas, para competir en el Concurso de Turismo Internacional de 1934. El A.200 tenía configuración de monoplano de ala baja arriostrada; las alas, recubiertas de tela, contaban con anchos flaps en el borde de fuga, y eran plegables para facilitar el transporte y almacenaje. El fuselaje semi-monocoque, de sección casi circular, y la cola convencional reforzada con cable también estaban recubiertos de tela. Los montantes y refuerzos de las patas y las ruedas principales del tren de aterrizaje (con patín de cola) estaban carenados.

Especificaciones técnicas
Tipo: monoplano con cabina de cuatro plazas
Planta motriz: un motor Walter Bora radial de 200 hp
Prestaciones: velocidad máxima horizontal 255 km/h; velocidad de crucero 220 km/h; techo de servicio 5 000 m; autonomía 800 km
Pesos: vacío 560 kg; máximo en despegue 950 kg
Dimensiones: envergadura 11,10 m; longitud 7,80 m; sup. alar 16,60 m²



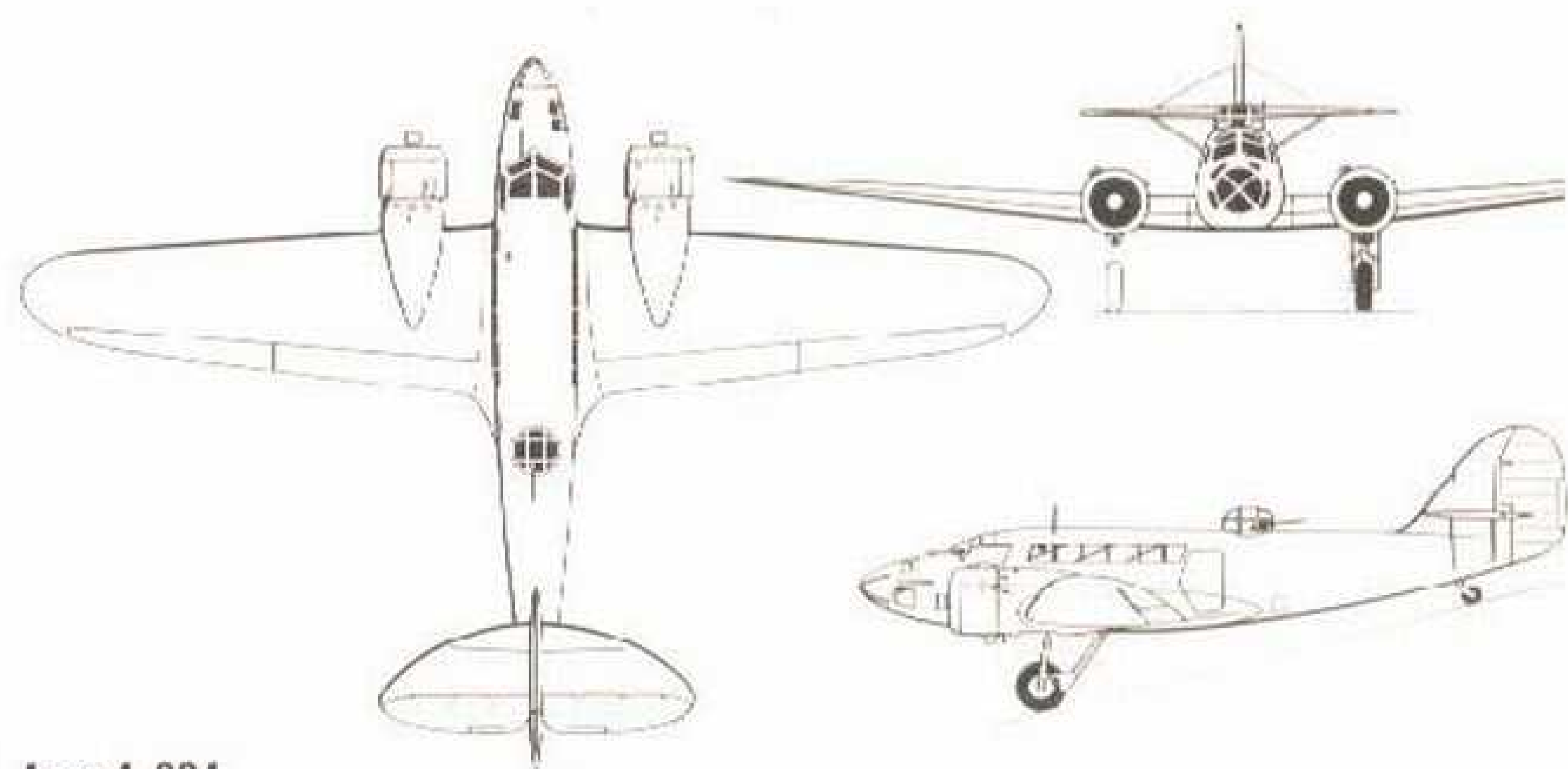
Aero A.200.

Aero A.204

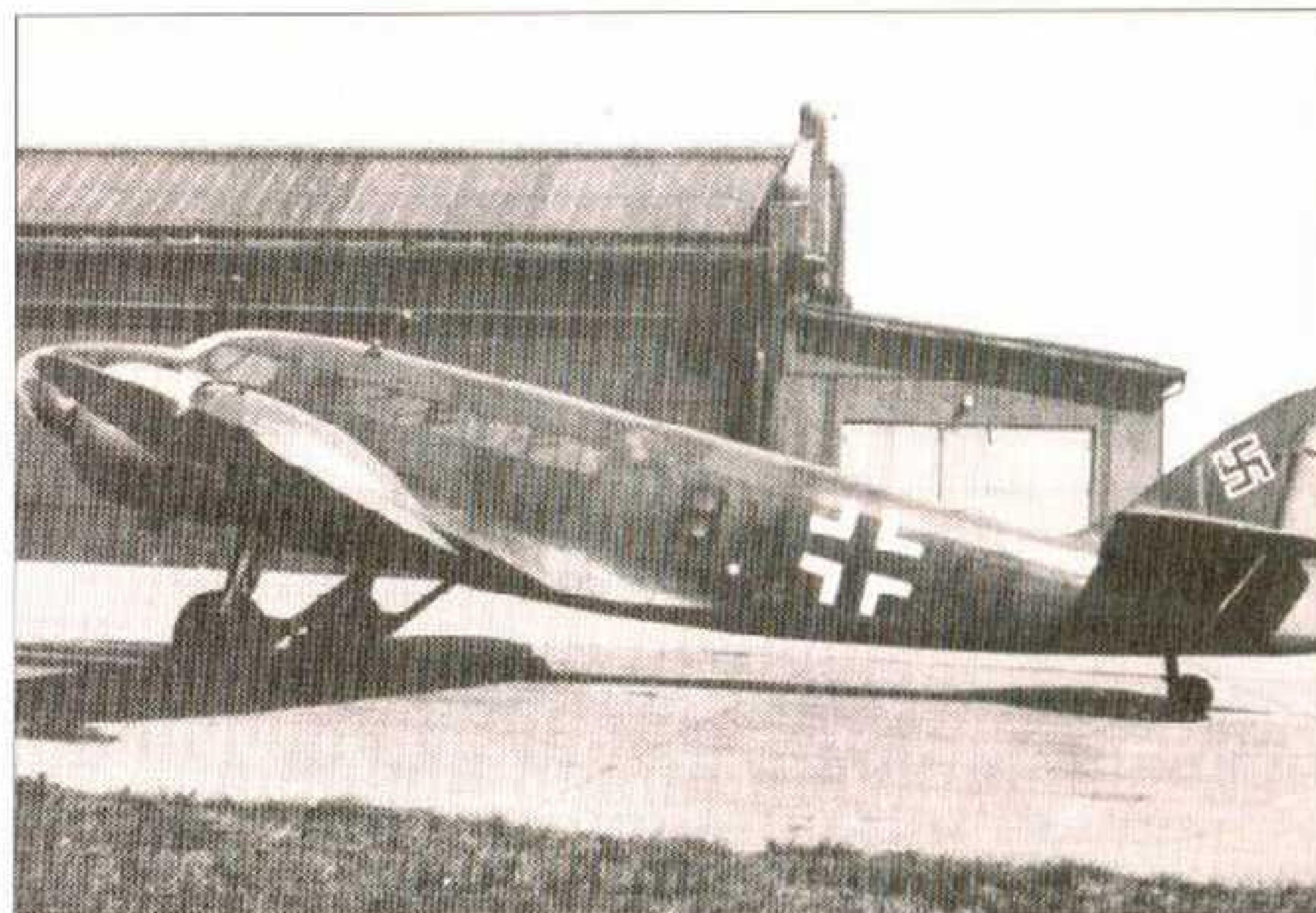
Historia y notas
La Aero diseñó en 1936 un monoplano de transporte ligero de ala baja que se consideró susceptible de interesar a las Aerolíneas nacionales checas. las alas cantilever del Aero A.204 significaban un importante paso hacia delante en el desarrollo de estructuras con un mejor rendimiento aerodinámico, libres al fin de los montantes y refuerzos que habían caracterizado todos los anteriores diseños de la Aero. La estructura de las alas era de madera, con forro de contrachapado reforzado, mientras que el fuselaje y la unidad de cola tenían la estructura de tubo de acero soldado recubierta de tela. Otra innovación de la Aero consistía en el tren de aterrizaje con las patas de tipo retráctil y la rueda trasera, de tipo no retráctil, carenada. Dos motores radiales Walter Pollux se encontraban instalados en sendas elegantes barquillas carenadas, montadas sobre los bordes de ataque de cada ala. Se había previsto acomodo para dos tripulantes sentados uno al lado del otro y equipados con dobles mandos, así como para ocho pasajeros en la cabina. Se había modernizado tanto que disponía de calefacción y ventilación, asientos individuales regulables con luz para la lectura, un estante para el equipaje de mano encima de cada uno de ellos, compartimientos para el equipaje a proa y popa, así como un lavabo.

Las pruebas resultaron un éxito pero, con gran sorpresa para la Aero, las Ceskoslovenskè Stàtni Aerolinie decidieron adquirir Airspeed Envoys de construcción británica y prestaciones similares, en lugar de un producto nacional. Como consecuencia de ello, sólo fue construido el prototipo A.204.

Variantes
A.304: el incremento de la tensión internacional en Europa a principios de 1938 hizo que fuera esencial para Checoslovaquia el adoptar medidas urgentes para el fortalecimiento de sus Fuerzas armadas, y unos pocos cambios en el diseno del A.204 lo transformaron en el bombardero ligero A.304, que sorprendentemente tenía gran parecido con el Avro Anson. Se eliminaron los motores Walter Pollux IIR de 360 CV, sustituyéndolos por dos Walter Super Castor 1-MR de 430 CV. Se previó acomodo para tres tripulantes, y se incluyeron como armamento una ametralladora de tiro frontal situada en la proa, otra ametralladora sobre una torreta dorsal, así como espacio para transportar hasta 300 kg de bombas. Se suministraron a las Fuerzas aéreas checas un total de 15 A.304, que después de la invasión de Checoslovaquia por los alemanes en 1939 fueron empleados por las fuerzas alemanas y búlgaras.
A.300: para conseguir un bombardero más efectivo se desarrolló el A.300 a



Aero A.204.



Desarrollado a partir del A.204, el Aero A.304 fue un bombardero ligero de transición; la Luftwaffe lo utilizó en la II Guerra Mundial.

partir de los A.204/A.304. El cambio más importante consistió en la instalación de dos motores Bristol Mercury IX radial y 830 CV, lo que obligó al reforzamiento de las alas y al diseño de una nueva unidad de cola con dos planos verticales. Otros cambios consiguieron acomodo para cuatro tripulantes y espacio para transportar 1 000 kg de bombas. La velocidad máxima fue estimada en 470 km/h, su techo de vuelo de 6 300 m y la autonomía de 1 200 km.

Especificaciones técnicas

Aero A.204
Tipo: transporte ligero de diez plazas
Planta motriz: dos motores radiales Walter Pollux IIR de 360 hp
Prestaciones: velocidad máxima horizontal 320 km/h; velocidad de crucero 286 km/h; techo de servicio 5 800 m; autonomía 900 km
Pesos: vacío 2 850 kg; máximo en despegue 4 300 kg
Dimensiones: envergadura 19,20 m; longitud 13,20 m; altura 3,40 m; superficie alar 46,00 m²



Una derivación secundaria del A.204, el Aero A.300, fue a pesar de su numeración inferior un aparato más avanzado que el A.304. Sin embargo no se produjo ninguna unidad de serie.

Aero MB.200

Historia y notas

Bajo la designación **Aero MB.200** se construyeron en Checoslovaquia, bajo licencia, 124 modelos del Bloch MB.200 francés, en las factorías de Aero y Avia durante 1936 y 1937. Se diferenciaban de los aparatos construidos en Francia en pequeños detalles, principalmente de equipo, pero también en su planta motriz, con dos motores radiales Walter K-14 de 850 hp, que suministraban una velocidad máxima horizontal de 245 km/h. Las restantes prestaciones eran similares a las del MB.200 francés.

Aero L-29 Delfin

Historia y notas

Incluso entre las Fuerzas aéreas de las naciones del Pacto de Varsovia, donde son normales los contratos de grandes series, cifras de fabricación de más de 3 000 unidades para un único tipo de reactor de entrenamiento denotan un diseño de particular éxito. Los primeros estudios que llevaron al Aero L-29 checo fueron iniciados en 1955 por un equipo bajo las órdenes de K. Tomas y Z. Rublic. Conocido como XL-29, este prototipo voló por primera vez el 5 abril 1959, propulsado por un turborreactor Bristol Siddeley Viper. El segundo prototipo, que realizó su primer vuelo en julio 1960, y una primera pre-serie de L-29 para evaluación, iban propulsados por el turborreactor checo M 701.

Un año más tarde, el Delfin, como había sido llamado el L-29, fue sometido a una valoración en competencia con el Yakovlev Yak-30 y el PZL-Mielec TS-11 Iskra. Como resultado de la misma, todos los países del Pacto de Varsovia, a excepción de Polonia que continuó apoyando su propio TS-11, decidieron adoptar el Delfin como reactor de entrenamiento básico y avanzado estándar. La primera serie Delfin fue completada en abril 1963, y cuando finalizó la producción de las series, lo que tuvo lugar unos 12 años más tarde, se habían construido aproximadamente 3 500 unidades.

De ellas, más de 2 000 fueron entregadas a las Fuerzas aéreas soviéticas, y unos 400 a las Fuerzas aéreas checas. Otros fueron entregados a Bulgaria, República Democrática de Alemania, Hungría y Rumania. El Delfin permitió introducir en estos países un entrenamiento completo en aparatos a reacción. No sólo estaba diseñado para entrenamiento básico y avanzado de pilotos sino también para el combate.

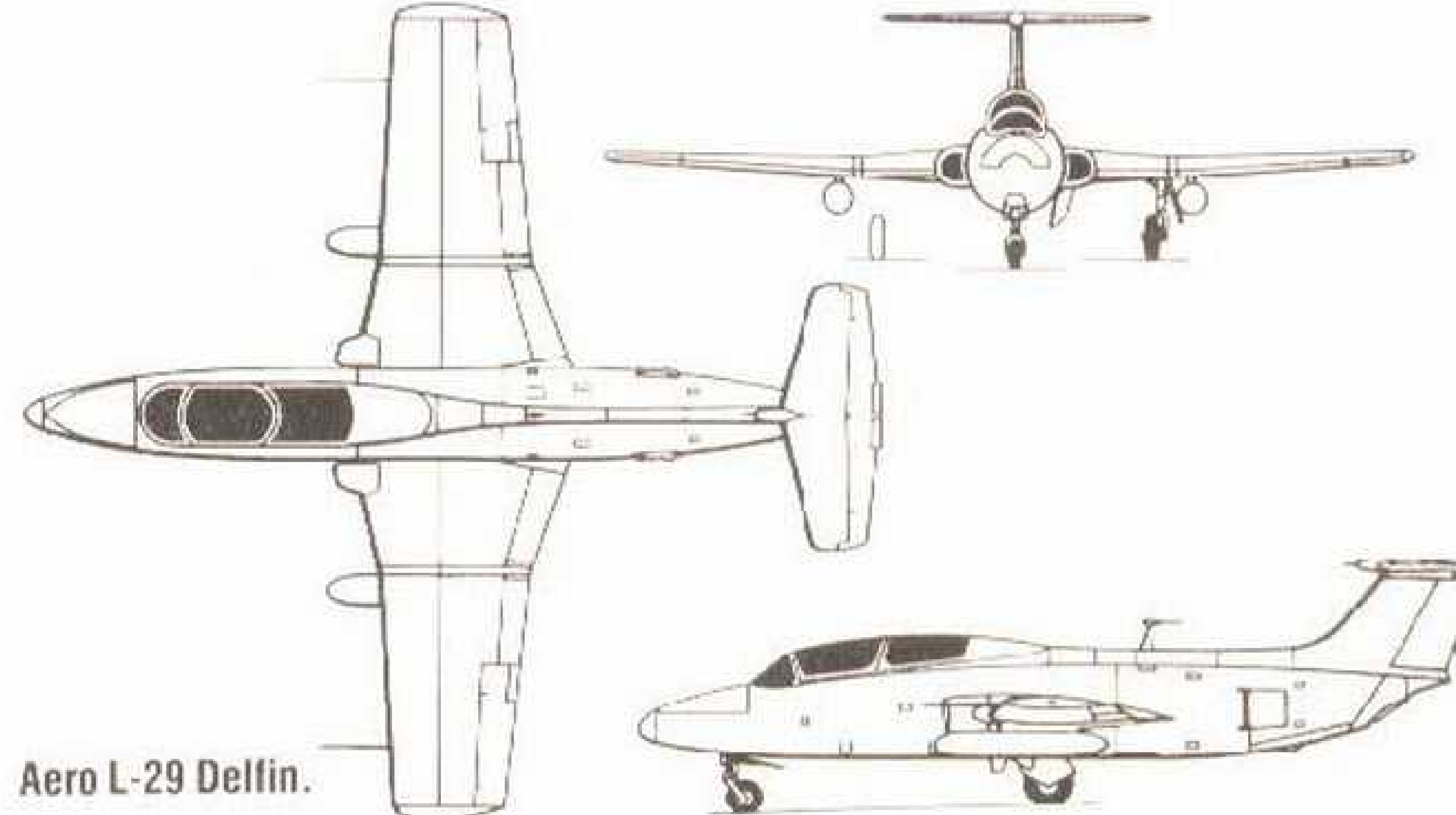
El Aero L-29 es empleado como aparato de entrenamiento básico y avanzado por las Fuerzas aéreas egipcias.

El principio del L-29 se basa en un diseño sencillo, de fácil construcción y de un manejo sin complicaciones. Los mandos de vuelo son manuales, con amplios hipersustentadores y un aerofreno perforado a cada lado de su fuselaje posterior. El Delfin difícilmente entra en barrena o pierde la sustentación, y su seguridad y fiabilidad son muy altas. Lleva un segundo circuito manual para el tren de aterrizaje, y ambos ocupantes disponen de asientos lanzables, aunque a diferencia de los aparatos de entrenamiento modernos, el asiento posterior del instructor no se halla a un nivel más alto que el del alumno. Su carrera de despegue es relativamente corta, y por lo demás el L-29 puede operar desde pistas de hierba, de arena o encharcadas.

La Aero construyó también una pequeña serie de aparatos monoplazas **L-29A Delfin Acrobat** para exhibiciones acrobáticas, aunque sin llegar a producirlo masivamente. Lo mismo ocurrió con la versión de ataque, el **L-29R**, pero el L-29 estándar fue suministrado a unos cuantos países (entre ellos Egipto) con equipos que lo hacían apto para esta función.

Variantes

L-29: aparato de entrenamiento básico empleado por Bulgaria, Checoslovaquia, Alemania del Este, Egipto, Guinea, Hungría, Indonesia, Iraq, Nigeria, Rumania, Siria, Uganda y la URSS.
L-29A: versión monoplaza para acrobacia, de la que se produjo una serie corta
L-29R: versión de ataque fabricada sólo en forma de prototipo



Aero L-29 Delfin.

Especificaciones técnicas

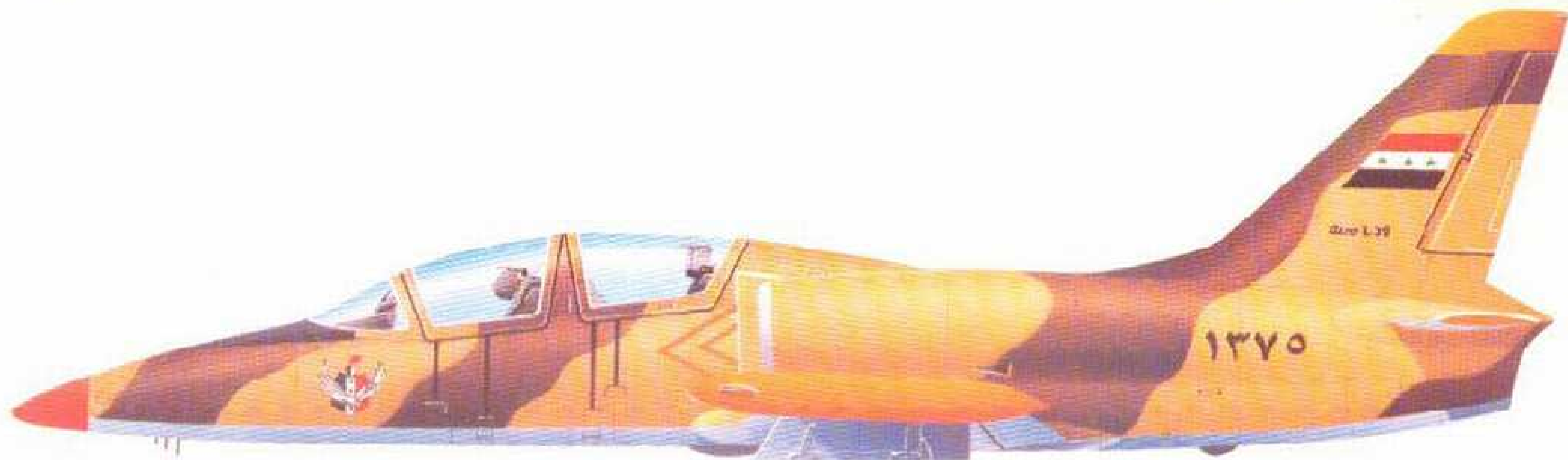
Aero L-29 Delfin
Tipo: reactor de entrenamiento básico y avanzado biplaza en tándem
Planta motriz: un turborreactor Motorlet M 701 VC-150 o S-50 de 890 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima, a 5 000 m, 655 km/h; velocidad máxima a nivel del mar 610 km/h; velocidad máxima de ascensión desde el nivel del mar 840 m por min; techo de servicio 11 000 m; autonomía máxima con el combustible interior 640 km; autonomía máxima con dos depósitos subalares lanzables 895 km
Pesos: vacío 2 280 kg; máximo en despegue 3 280 kg
Dimensiones: envergadura 10,29 m; longitud 10,81 m; altura 3,13 m; superficie alar 19,80 m²

Aero L-39 Albatros

Historia y notas

Diseñado con anterioridad a la intervención armada soviética en Checoslovaquia en 1968, el **Aero L-39 Albatros** se encuentra hoy en posición de emular a su predecesor, el L-29 Delfin, como reactor de entrenamiento estándar en el Pacto de Varsovia (a excepción de Polonia) y en otros países. La Aero construyó tres prototipos, el segundo de los cuales voló por primera vez el 4 noviembre 1968; los otros dos fueron sometidos a pruebas estructurales y de fatiga. El piloto en el primer vuelo fue Rudolf Duchon, que también había sido el responsable del anterior programa de pruebas para el L-29, nueve años antes. La propulsión elegida para el L-39 ha sido el motor turbofan de diseño soviético Ivchenko AI-25, y la demora inicial en el desarrollo de este aparato fue probablemente debida a problemas de adaptación de este motor a la estructura del L-39, que se quería construir en Checoslovaquia bajo licencia. Uno de los principales problemas parece haber sido el suministro del aire al motor: a fines de 1970, cuando ya se habían construido cinco prototipos aptos para el vuelo, se comprobó la necesidad de modificar la toma de aire, aumentando su longitud e incrementando su sección. A lo largo del siguiente año se construyó una pre-serie de 10 L-39 adoptando la forma ya modificada, y la producción en serie comenzó a fines de 1972. En 1979 los pedidos se elevaban a más de 1 000, de los que más de la mitad estaban ya terminados.

Existen tres variantes principales.



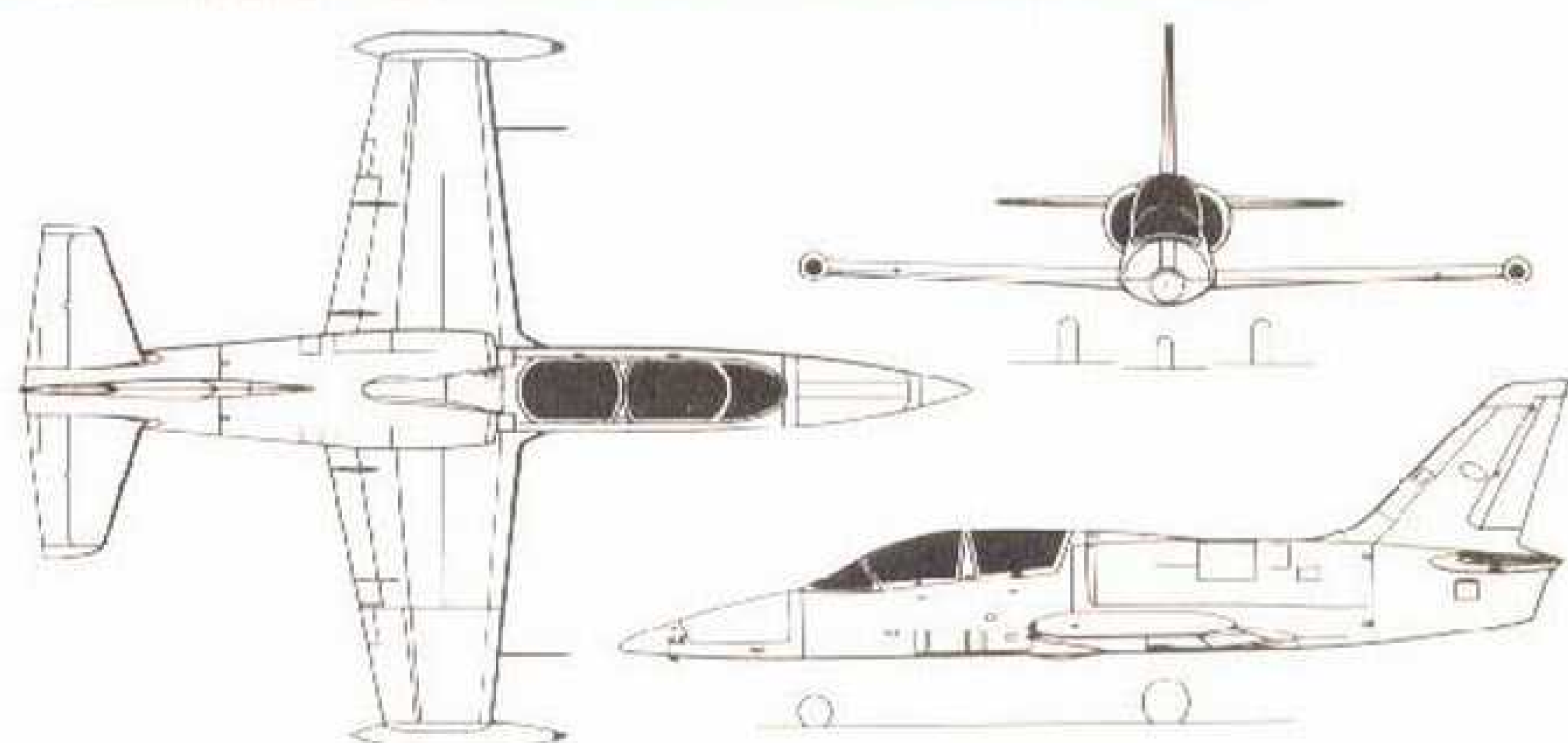
Iraq es un importante usuario del Aero L-39 Albatros; como este de la Academia de las Fuerzas aéreas en Rashid.

Del L-39C básico, para entrenamiento elemental y avanzado en reactores, se han entregado gran número de unidades a las Fuerzas aéreas checas, soviéticas y de otras naciones del Pacto de Varsovia, como sucesor del L-29; comenzó a prestar servicio en 1974. En caso de estar equipado para el entrenamiento de armamento, se le conoce como **L-39Z**. Otra variante armada y monoplaza, para uso en misiones de ataque al suelo y apoyo cercano, recibe el nombre de **L-39O**: Iraq es uno de los usuarios de esta última versión.

El ingeniero Jan Vlcek, jefe del equipo de la Aero responsable del diseño del L-39, ha creado un pequeño aeroplano muy atractivo desde el punto de vista plástico, y con importantes avances en cuanto a prestaciones respecto a su predecesor (velocidad máxima Mach 0,83, en comparación con Mach 0,75 del L-29). Se mantienen los asientos en tándem (lanzables a altitud cero en el L-39), pero con el asiento posterior (del instructor) elevado para aumentar su visibilidad frontal. Ello permite además que la línea de la cabina frontal, situada a un nivel inferior, baje suavemente hacia un morro afilado, reduciendo la resistencia al avance y contribuyendo a mejorar las prestaciones.

La construcción modular, con una estructura dividida en tres subconjuntos principales (alas, fuselaje y fuselaje posterior/unidad de cola), facilita el mantenimiento y revisión. Toda el ala, a excepción de sus partes móviles, forma una sola pieza, incluidos los depósitos de punta de ala, y el plano de deriva en flecha está integrado en el fuselaje de cola; este último es desmontable para facilitar el acceso a los motores en caso de reparación. Otras partes desmontables son el cono de proa, las superficies de control, el tren de aterrizaje y las carlingas, de forma que la estructura del L-39 consiste en poco más de un par de docenas de componentes básicos, cada uno de los cuales puede eventualmente ser reemplazado fácilmente y con rapidez; en efecto, un gran número de paneles facilitan el acceso a sus sistemas individuales e instalaciones.

Desde ambas cabinas presurizadas se dispone de una magnífica visibilidad en todos sentidos, y el doble mando va instalado en el modelo estándar, como es lógico. En el L-39ZO se ha eliminado el asiento posterior a fin de habilitar más espacio, en caso de necesidad, para la aviónica o un depósito de combustible adicional. Una pequeña unidad propulsora auxiliar, constituida por una turbina de aire comprimido y un generador, permite al aparato prescindir de los servicios de toma eléctrica en tierra para el arranque de sus motores, circulación del combustible u otros servicios.



Variantes

L-39C: aparato de entrenamiento básico biplaza empleado por Afganistán, Bulgaria, Checoslovaquia, Alemania del Este, Hungría, Rumania y la URSS
L-39Z: aparato de entrenamiento armado
L-39ZO: versión monoplaza para ataque ligero, utilizada por Iraq y Libia

Especificaciones técnicas

Aero L-39 Albatros
Tipo: reactor de entrenamiento básico y avanzado biplaza en tándem (L-39C), de entrenamiento con armamento (L-39Z) y monoplaza ligero de ataque de superficie (L-39ZO)
Planta motriz: un motor turbofan Walter Titan (Ivchenko AI-25-TL, construido bajo licencia checa por Motorlet) de 1 720 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima a nivel del mar 700 km/h; velocidad máxima (L-39C, limpio) a 6 000 m, 780 km/h, (L-39ZO a igual altitud con cuatro soportes para cohetes 630 km/h); velocidad máxima de ascensión al nivel del mar (L-39C) 1 320 m por minuto, (L-39ZO) 960 m por minuto; techo de servicio (L-39C) 11 500 m, (L-39ZO) 9 000 m; autonomía con combustible interior (L-39C) 850 km, (L-39ZO con soportes para cohetes) 780 km; autonomía máxima (L-39C) con dos depósitos lanzables y desarmado 1 600 km, (L-39ZO) 1 750 km
Pesos: vacío 3 330 kg; normal en despegue (L-39C, limpio y con depósitos de punta de ala vacíos) 4 570 kg; máximo en despegue (L-39ZO con cuatro soportes para cohetes) 5 270 kg
Dimensiones: envergadura 9,46 m; longitud 12,32 m; altura 4,72 m; superficie alar 18,80 m^2
Armamento (L-39ZO): hasta 1 100 kg de armas en cuatro soportes subalares, incluidas bombas de hasta 500 kg, contenedores de cohetes de 57 ó 130 mm, afustes para cañones, un único contenedor para cinco cámaras de reconocimiento o dos depósitos lanzables; un soporte central bajo el fuselaje con afuste para cañón doble de 23 mm GSh-23 con 180 proyectiles

Aero Boero, Series 95/115/150/180


El Aero Boero 180 es el más potente de esta serie de aviones ligeros argentinos; junto a la versión estándar, existen la agrícola y de arrastre de blancos; hay además una versión agrícola alternativa con configuración de biplano.

Historia y notas

La industria aeronáutica de la República Argentina está centrada en Córdoba: allí están instaladas las factorías de la Aero Boero y la Fábrica Militar de aviones. La primera de esas dos compañías se ha concentrado en una fórmula de monoplano monomotor de ala alta, y ha construido gran cantidad de tales aparatos.

El **Aero Boero 95** voló como prototipo el 12 marzo 1959, y los modelos iniciales de serie a partir de 1961, con un motor Continental C90 de 95 hp, y una estructura totalmente metálica con recubrimiento de tela. El modelo 95 era un triplaza apto para vuelos particulares o, con ligeras modificaciones, para trabajos agrícolas. Entre sus variantes se incluye el **95A de Lujo** con un motor Continental O-200-A de 100 hp; el **95A Fumigador**, con igual motor pero equipado con sistemas de fumigación y un depósito para productos químicos de 250 l; y el **95B**, cuya construcción se inició en 1953, y que disponía de un motor no especificado de 150 hp. A mediados de 1965 la Aero Boero empezó a fabricar una segunda serie de 10 modelos 95 y tenía previsto conceder contratos de licencia a Perú y Uruguay, pero se desconoce si estos planes fructificaron.

Un desarrollo posterior del modelo llevó al **Aero Boero 115**, con motor Avco Lycoming O-235 de 115 hp, algunas mejoras en la estética de la estructura, y ruedas carenadas. La cubierta del motor era de plástico reforzado, y los hipersustentadores y alerones de una aleación de aluminio; voló por primera vez esta variante en marzo 1969, y recibió su certificado de aptitud para el vuelo en mayo 1969. La producción en serie se inició dos meses más tarde.

A principios de 1972 se habían construido ya 45 ejemplares de las series 95/115, finalizando la producción en enero 1973. Al siguiente mes apareció una versión modificada, el **Aero Boero 115BS**. Se caracterizaba por su mayor envergadura, el plano de deriva y el timón en flecha, y por su mayor capacidad de combustible; la serie completa constó de 25 ejemplares.

Con la misma estructura básica que las series 95/115, el **Aero Boero 180** era algo mayor y acomodaba a cuatro personas. Su motor Avco Lycoming O-360-A1A de 180 hp permitía unas prestaciones mejores, aumentando su techo de servicio a los 7 010 m, lo que resultaba particularmente interesante en las zonas montañosas. Sin embargo, esta versión fue rápidamente sustituida por un aparato triplaza de igual designación y motor; la siguiente descripción del modelo 180 se refiere a esta versión.

Los primeros aparatos estándar de serie se denominaron **180RV**, y las entregas se iniciaron en 1969; la producción incluía algunas variantes; los modelos **180RVR** para remolque de planeadores y **180Ag** para uso agrícola, disponían de un motor Avco Lycoming de 180 hp. Para los clientes que prefiriesen la economía de un motor más pequeño, se ofrecían los modelos **150RV** y **150Ag**, con motor Avco Lycoming tipo O-320-A2B de 150 hp, pero similares al modelo 180 en lo restante.

La producción de los modelos de las series 180/150 se acerca a la cota de las 100 unidades; el modelo **180SP** es una versión no ortodoxa del modelo básico 180Ag, al que se ha añadido un plano inferior de menor envergadura (6 m). Manteniendo los 185 km/h de velocidad de crucero máxima del 180Ag, el biplano ofrece una velocidad mínima de sustentación de 56 km/h, frente a los 89 km/h del anterior, y unas carreras de despegue y de aterrizaje mucho más reducidas. Los tanques agrícolas del modelo 180SP se alojan en el plano inferior, en lugar de ir bajo el fuselaje como en el modelo 180Ag. Ambas versiones operan, naturalmente, como monoplazas en su aplicación agrícola.

En junio 1971 realizó su primer vuelo una versión del modelo 180 diseñada para el servicio a grandes alti-

tudes, conocida como el **Cóndor**. Se trataba de un aparato biplaza con las puntas de las alas modificadas, siendo opcional la sobrealimentación del motor. Las cifras de producción no constan; hay constancia de que al menos fueron construidos cuatro ejemplares.

Especificaciones técnicas

Aero Boero 180

Tipo: monoplano triplaza para servicios generales
Planta motriz: un motor Avco Lycoming O-360-A1A de cuatro cilindros horizontales opuestos, de 180 hp
Prestaciones: velocidad máxima a nivel del mar 245 km/h; velocidad de crucero 211 km/h a nivel del mar; techo de servicio 6 700 m; autonomía 1 180 km
Pesos: vacío 550 kg; máximo en despegue 844 kg
Dimensiones: envergadura 10,72 m; longitud 7,27 m; altura 2,10 m; superficie alar 16,47 m²

Aerocar Aerocar

Historia y notas

Desde hacía tiempo Moulton B. Taylor soñaba en desarrollar un «avión de carretera», un vehículo que pudiera ser empleado como automóvil familiar y al que, cuando fuera más práctico un viaje por aire, pudieran añadírsele alas, unidad de cola y hélice con facilidad. La idea no era completamente nueva ya que en 1921 René Tampier había expuesto un aeroplano de este tipo en el Salón de París de 1921.

Al poco tiempo de terminada la II Guerra Mundial, Moulton Taylor montó una sociedad para empezar a trabajar en la consecución de este sueño. A fines de 1949 el prototipo de su **Aerocar** realizó su vuelo inicial, y el 13 diciembre 1956 el modelo mejorado de preserie **Aerocar I** recibía su certificado de aptitud para el vuelo. Se construyeron cuatro ejemplares más del modelo I para su exhibición y venta, y estos seis aparatos acumularon más de 321 890 km de viaje por carretera, así como más de 5 000 horas de vuelo. La versión final, muy mejorada, fue el **Aerocar III**, modificado a partir de un Aerocar I anterior, y que incluía un motor convencional de automóvil, de transmisión delantera. La planta motriz consistía en un motor de avión Avco Lycoming O-320, montado en la parte posterior del automóvil, y que podía propulsar las ruedas posteriores o, alternativamente, la hélice, a través de un eje de transmisión alargado colocado en el interior del fuselaje de cola, desmontable, en el que se montaba una unidad de cola en forma de Y. Las alas, de un solo plano y reforzadas, podían ser fijadas a la parte trasera del coche en configuración de ala alta; y mientras los cierres de seguridad de las alas y la unidad de cola no estaban correctamente sujetados, resultaba imposible poner en marcha el motor para el vuelo como aeroplano. La conversión de aeroplano a coche podía ser llevada a cabo por una sola persona en cerca de cinco minutos. A la llegada a un aeropuerto, las alas y la cola podían ser desmontadas y remolcadas detrás del coche, transportándolas sobre unas ruedas retráctiles colocadas en el borde de ataque inferior de las alas.

Finalmente, el sueño de Moulton Taylor se vino abajo a causa de una nueva legislación sobre automóviles en EE UU. De querer cumplir los requisitos establecidos en 1970, el Autocar hubiera resultado excesivamente pesado y caro para cualquier propósito comercial.

En Italia, Aerauto SA experimentó la idea del aeroplano de carretera con un vehículo llamado **PL.5C**. Sin embargo, al basarse en un motor trasero con hélice propulsora tanto en el aire como en el suelo, su utilización como automóvil hubiera sido forzosamente muy limitada, de haberse continuado desarrollando.



El Aerocar de Moulton Taylor ha sido el intento mundial más afortunado de conseguir un avión «de carretera», con superficies de vuelo desmontables que podían ser fijadas al «fuselaje».

Especificaciones técnicas

Aerocar Aerocar III

Tipo: aeroplano biplaza para carretera
Planta motriz: un motor reducido de potencia Avco Lycoming O-320-A1A de cuatro cilindros horizontales opuestos, de 143 hp
Prestaciones: (A: aeroplano; B: automóvil), velocidad de crucero A 201 km/h a 1 525 m, B 113 km/h; techo de servicio A 3 660 m; autonomía A 800 km, B 480 km
Pesos: vacío A 680 kg; B 499 kg; máximo en despegue A 950 kg
Dimensiones: envergadura 10,36 m; longitud A 7,01 m, B 3,35 m, B remolcando las alas y cuerpo de cola 8,08 m; altura A 2,13 m, B 1,32 m, B con remolque 2,44 m; superficie alar 17,65 m²

Aero Commander 200/Aero Commander Darter Commander: ver Rockwell

Aero-Flight serie Streak

Historia y notas

Establecida en Long Beach, California, a fines de los años cuarenta, la Aero-Flight Aircraft Corporation fabricó inicialmente un monoplano biplaza bajo la designación **AFA-1 Streak-85**. Propulsado por un motor Continental C85-12J de 85 hp, este bruñido monoplano de ala baja, totalmente metálico, incorporaba características tales como flaps ranurados en los bordes de fuga y un tren de aterrizaje de tres ruedas retráctiles hidráulicamente. Desarrollos posteriores fueron el **AFA-2 Streak-125** con un motor continental C-125 de 125 hp, y el **AFA-3 Streak-165**. A pesar de disponer de motores de escasa potencia, las líneas aerodinámicas de estos aparatos les proporcionaban unas excelentes prestaciones.

Especificaciones técnicas

Aero-Flight Streak-165

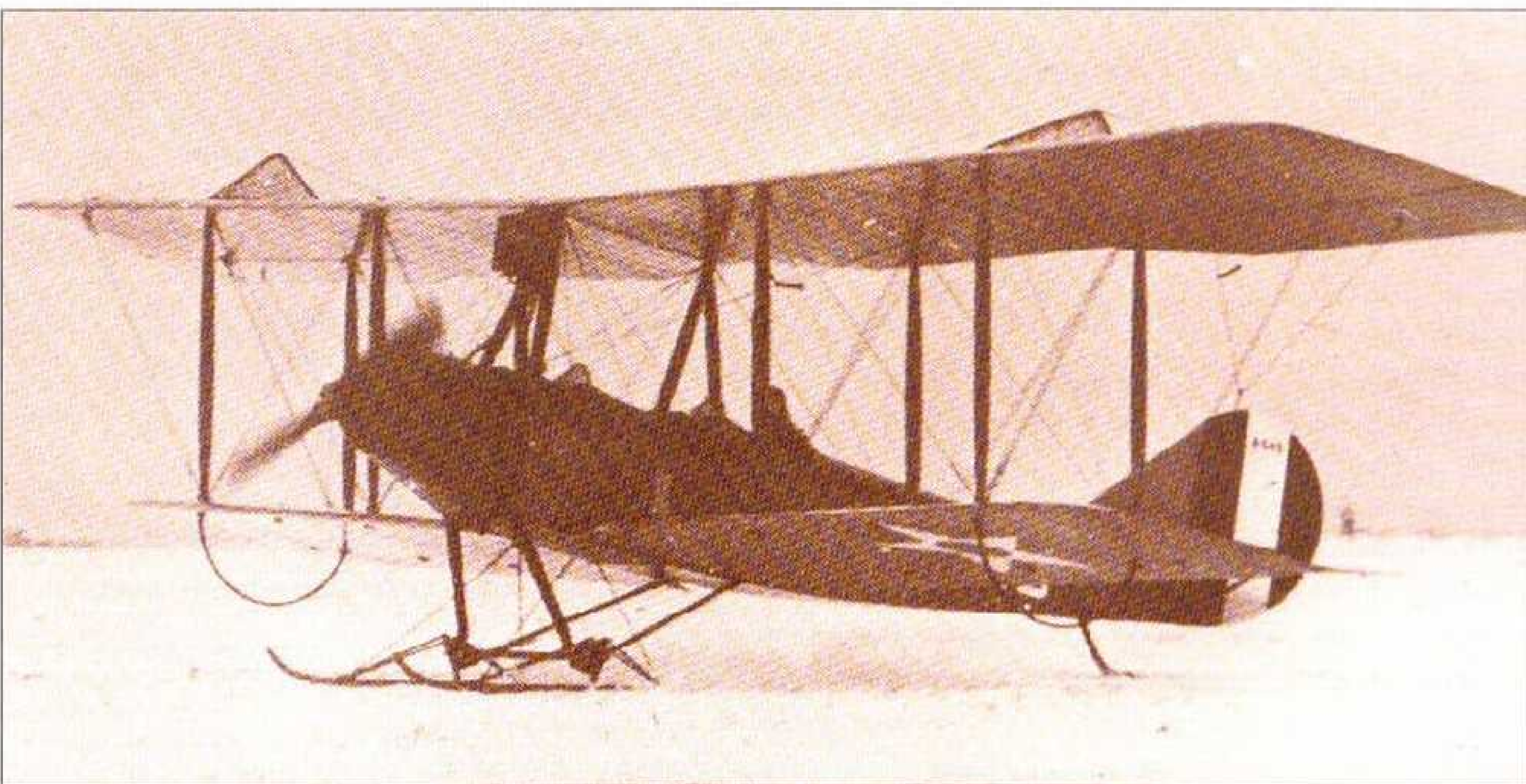
Tipo: monoplano biplaza
Planta motriz: un motor Franklin 6V4-165-B32 de 6 cilindros opuestos horizontales de 165 hp
Prestaciones: velocidad máxima horizontal 352 km/h; velocidad de crucero 338 km/h; techo de servicio 7 770 m; autonomía 1 609 km
Pesos: vacío 474 kg; máximo en despegue 769 kg
Dimensiones: envergadura 7,70 m; longitud 6,81 m; altura 2,51 m

Aeromarine 39-A y 39-B

Historia y notas

La compañía Aeromarine Plane and Motor se estableció en Keyport, Nueva Jersey (EE UU) con anterioridad al inicio de la I Guerra Mundial. En 1917 recibió lo que en aquellos tiempos era el mayor pedido de hidroaviones que la Marina norteamericana había cursado jamás: 50 ejemplares del modelo **39-A** y 150 del modelo **39-B**, muy similar.

Ambos modelos eran biplazas de entrenamiento, y ambos se construían tanto con tren de aterrizaje convencional como con flotadores. Con una configuración de biplano de alas de distinta envergadura, el modelo 39 disponía de acomodo en dos cabinas abiertas, la delantera entre las alas, y la posterior exactamente debajo de un



Disponible con flotadores o con tren de aterrizaje, y con motor Curtiss o Hall-Scott, las dos versiones del Aeromarine 39 fueron objeto de los mayores pedidos de la Marina de EE UU en 1917

corte practicado en el borde de fuga del plano superior. Ambas versiones podían montar patines de aterrizaje o alternativamente flotadores, siendo esta última versión la característica principal que distinguía a los dos tipos. El modelo 39-A disponía de flotadores dobles de madera, y estaba propulsado por un motor de cuatro cilindros en línea Hall-Scott A-7A, de100 hp; el modelo 39-B llevaba un motor Curtiss OXX-6, de similar potencia pero del tipo de ocho cilindros dispuesto en V. Los flotadores para el amarae eran también muy diferentes en esta versión, con un largo flotador central y dos flotadores de estabilización bajo las alas; esta disposición se convirtió en la estándar para todos los futuros hidroaviones de la Marina de EE UU.

Todos los aparatos fueron construidos y entregados para servir en la Marina norteamericana, y algunos seguían en activo varios años después de finalizada la I Guerra Mundial. Dos se utilizaron en las primeras pruebas de aterrizaje sobre cubierta, equipados con mecanismos experimentales de frenado de varios tipos. El 26 octubre 1922, volando en un 39-B, el teniente G. DeChevalier realizó el primer aterrizaje sobre la cubierta del *USS Langley*, el primer portaviones de la Marina de EE UU. El mecanismo de frenado de este aparato consistía en lo que hoy en día se consideraría un gancho de frenado convencional, más otros ganchos montados en el tren de aterrizaje y diseñados para enlazar con cables dispuestos longitudinalmente sobre la cubierta del portaviones. Estos cables se colocaban con el fin de mantener la dirección correcta del aparato sobre la cubierta.

Especificaciones técnicas

Aeromarine 39-A
Tipo: biplaza anfibio de entrenamiento
Planta motriz: un motor Hall-Scott A-7A de cilindros en línea, de 100 hp
Prestaciones: velocidad máxima a nivel del mar 117 km/h; ascensión hasta 1 525 m en 27 min; techo de servicio 2 285 m; autonomía 4 h 35 min
Pesos: vacío 748 kg; máximo en despegue 1 007 kg
Dimensiones: envergadura superior 14,33 m, inferior 10,97 m; longitud 8,00 m; altura 3,88 m; superficie alar 45,89 m²

Aeromarine 39-B
Tipo: biplaza anfibio de entrenamiento
Planta motriz: un motor Curtiss PXX-6 de cilindros en V, de 100 hp
Prestaciones: velocidad máxima 117 km/h a nivel del mar; ascensión hasta 1 525 m en 30 min 35 seg; techo de servicio 1 600 m; autonomía 440 km
Pesos: vacío 880 kg; máximo en despegue 1 136 kg
Dimensiones: envergadura superior 14,33 m, inferior 10,97 m; longitud 9,25 m; altura 4,01 m; superficie alar 45,89 m²

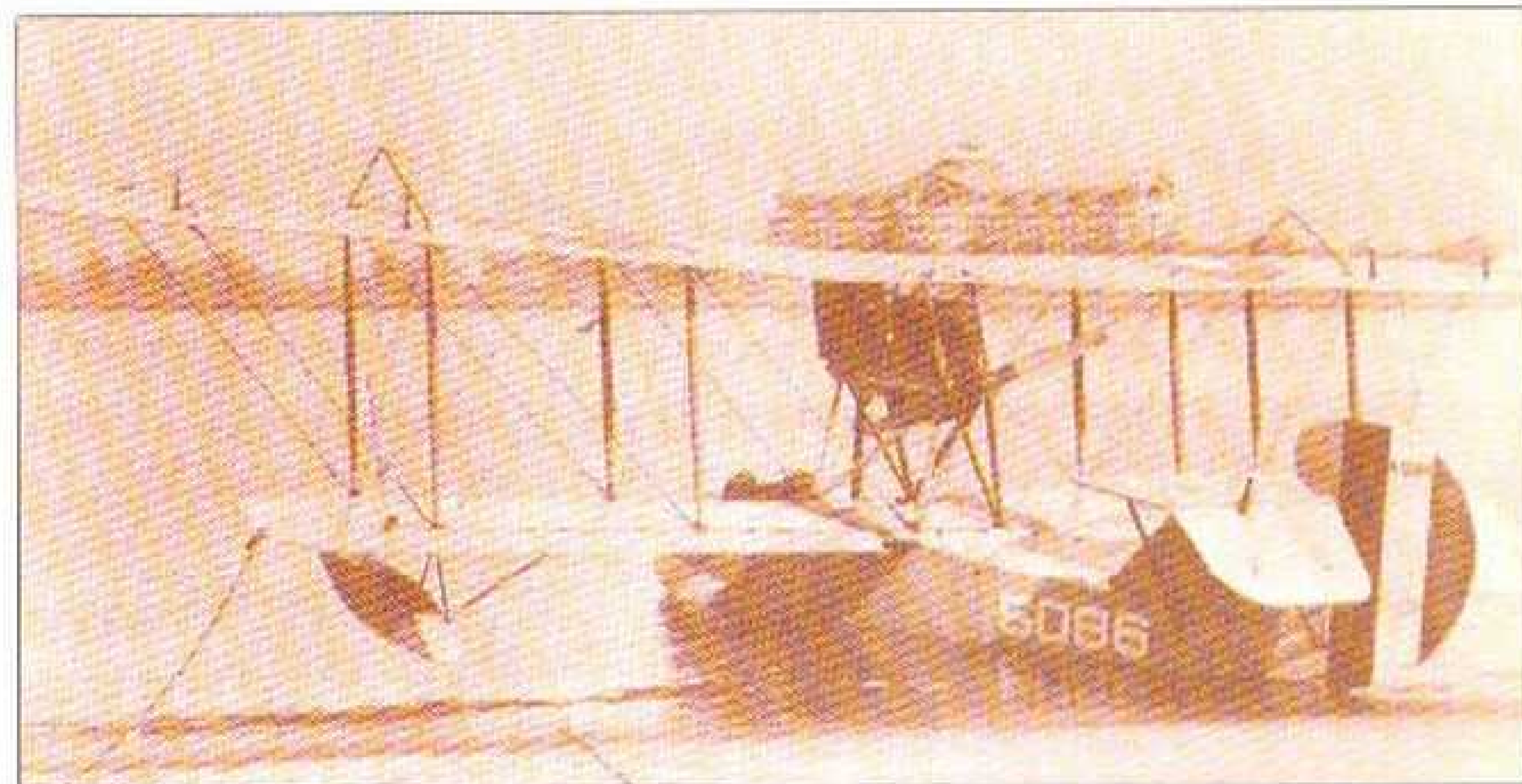
Aeromarine 40F

Historia y notas

Bajo la designación **40F**, la Marina de EE UU cursó en 1918 un pedido de 200 hidrocanoas de entrenamiento a la Aeromarine, pero el contrato fue cancelado al terminar la I Guerra Mundial, cuando solamente 50 ejemplares habían sido fabricados y entregados. Con una configuración de biplano con alas de envergaduras diferentes, el Aeromarine 40F montaba su plano inferior en la parte superior del fuselaje; debajo de cada extremo de ese plano llevaba un flotador de equilibrio. Justamente encima del plano inferior se emplazaba, sujeto por medio de montantes, el motor Curtiss OXX-6, que propulsaba una hélice bipala, y sobre el que iba montando el plano superior. El casco estaba fabricado a base de madera contrachapada, y disponía de una cabina abierta para dos tripulantes sentados uno al lado del otro; la unidad de cola estaba arriostrada y disponía amplias superficies de control. Detalle fuera de lo corriente, estas hidrocanoas ligeras podían operar eventualmente en superficies de nieve o hielo, al disponer de unos esquíes opcionales debajo del casco y de los flotadores de equilibrio. Pocos de los 50 aparatos entregados a la Marina de EE UU entraron en servicio antes de finalizar la guerra; por ello apenas llegaron a emplearse.

Especificaciones técnicas

Tipo: hidrocanoa de entrenamiento biplaza
Planta motriz: un motor Curtiss OXX-6 de cilindros en V, de 100 hp
Prestaciones: velocidad máxima a nivel del mar 113 km/h; velocidad de amerizaje 61 km/h; ascensión hasta 640 m en 10 min
Pesos: vacío 873 kg; máximo en despegue 1 127 kg
Dimensiones: envergadura superior 14,73 m, inferior 11,38 m; longitud 8,81 m; superficie alar 46,82 m²



La producción del Aeromarine 40F como hidrocanoa de entrenamiento de la Marina de EE UU quedó cancelada al terminar la I Guerra Mundial.

Aeromarine 75

Historia y notas

En los años inmediatos a la I Guerra Mundial, la Aeromarine diseñó e inició la modificación del modelo **75**, un hidroavión comercial de 12 pasajeros, anticipándose, como otros muchos fabricantes americanos y europeos, a la expectativa de una considerable demanda de servicios aéreos civiles. Todos ellos debía descubrir con amargura que se habían adelantado a esa necesidad en un buen número de años.

El diseño de la Aeromarine para este primer hidroavión comercial era una reconversión del Curtiss F-5L; acomodaba a sus 12 pasajeros en dos cabinas, a proa y popa de los dos planos de diferente envergadura, y a los dos tripulantes en una cabina abierta emplazada en el casco, justo debajo del ala superior. Construido en madera contrachapada, el casco era de líneas muy aerodinámicas; las alas y la unidad de cola arriostrada eran de madera con cubierta textil, y se habían montado flotadores de equilibrio bajo los extremos del plano inferior. La planta motriz consistía en dos motores Liberty, de hélice bipala, ambos sujetos por montantes situados sobre el plano inferior a alguna distancia del casco.

Dos ejemplares Aeromarine 75 sirvieron la ruta Key West-La Habana hasta 1923.

Especificaciones técnicas

Tipo: hidroavión comercial
Planta motriz: dos motores Liberty 12 de pistones en V, de 350 hp
Prestaciones: velocidad de crucero 121 km/h; autonomía 1 335 km
Pesos: máximo en despegue 6 508 kg
Dimensiones: envergadura superior 31,62 m, inferior 23,77 m; longitud 15,04 m; altura 5,72 m; superficie alar 129,78 m²

El hidroavión Aeromarine 75 «Mendoza» llega a Nueva York transportando a 27 pasajeros, el mayor número transportado en América por un hidroavión comercial en aquellas fechas.



Aeromarine 700

Historia y notas

En 1917 la Marina de EE UU cursó a la Aeromarine un pedido de cuatro hidroaviones designados por la compañía como modelo **700**. Sólo dos de esos biplanos fueron aceptados por la Marina; uno fue empleado en los primeros experimentos llevados a cabo para determinar la capacidad de un aeroplano para actuar como plataforma de lanzamiento de torpedos.

La estructura de este aparato sesquiplano era convencional para aquellos tiempos; estaba construido en gran parte de madera, con recubrimiento textil. La planta motriz, construida y diseñada por la Aeromarine, fue montada en la proa del fuselaje con un carenado de motor muy aerodinámico. El tren de aterrizaje estaba compuesto por dos flotadores suficientemente amplios como para eliminar la necesidad de otro flotador de equilibrio adicional en la cola. Montados debajo las alas inferiores como estructuras independientes, los flotadores estaban muy separados, no sólo para garantizar una buena estabilidad en el agua, sino también para dejar suficiente espacio para transportar un torpedo bajo el fuselaje. Por desgracia, el modelo 700 disponía de una capacidad de carga útil tan reducida que las pruebas debieron llevarse a cabo con un torpedo simulado, y no aportaron demasiadas conclusiones.

Especificaciones técnicas

Tipo: hidroavión naval
Planta motriz: un motor Aeromarine de seis cilindros en línea, de 90 hp
Pesos: máxima carga útil 318 kg

Aeromarine AS-1 y AS-2

Historia y notas

El interés de la Marina de EE UU por un hidroavión de reconocimiento, similar al que habían utilizado las Fuerzas aéreas alemanas durante la I Guerra Mundial, determinó la construcción de tres aparatos Aeromarine de esta categoría: un único **AS-1** y dos de una versión mejorada, el **AS-2**.

Los tres entraron al servicio de la Marina y fueron empleados para evaluación durante los años veinte, aunque el AS-1 no era más que el prototipo diseñado por la Aeromarine para conseguir el pedido. Era un sesquiplano de alas escalonadas, con un fuselaje recubierto de chapa plana de madera, en cuya parte inferior iban sujetos dos amplios flotadores por medio de montantes. La característica más curiosa de ese diseño consistía en el plano de cola y los elevadores montados en línea con la parte superior del fuselaje, con el plano de deriva y el timón debajo. Esta disposición había sido adoptada para suministrar al artillero, acomodado en la parte de popa de las dos cabinas abiertas, un campo visual de tiro horizontal y vertical sin obstáculos en un ángulo de 180°. El motor Hispano Suiza Wright se emplazaba en el morro del fuselaje, y no disponía de carenado.

El AS-2, similar en líneas generales, era un biplano de igual envergadura y mejoraba en diseño por el carenado de su motor, igual al del AS-1, así como por una unidad de cola modificada. El timón y el plano de deriva eran de mayor área y se proyectaban ligeramente por encima del nivel de la superficie superior del fuselaje, reduciendo algo, en comparación con el AS-1, el área de tiro del artillero.

Especificaciones técnicas

Aeromarine AS-1

Tipo: hidroavión biplaza de reconocimiento
Planta motriz: un motor Hispano-Suiza E Wright de cilindros en V, de 300 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 177 km/h; velocidad de crucero 84 km/h; tiempo de trepada en despegue hasta los 1 500 m en 10 minutos; autonomía 320 km
Pesos: vacío 791 kg; máximo en despegue 1 238 kg
Dimensiones: envergadura superior 11,43 m; inferior 11,13 m; longitud 9,14 m; altura 3,35 m; superficie alar 36,32 m²

Aeromere F.8.L America

Historia y notas

El resurgimiento de la industria aeronáutica italiana después de la II Guerra Mundial conllevó el establecimiento de varias nuevas compañías especializadas en el diseño y construcción de aviones ligeros para el mercado europeo. Una de ellas fue la Aviamilano Construzioni Aeronautiche, establecida en Milán a principios de los años cincuenta. El jefe de Proyectos de la compañía, Stelio Frati, diseñó un monoplano biplaza de altas prestaciones llamado **Falco F.8.L.** Voló por primera vez como prototipo el 15 junio 1955, propulsado por un motor Continental de cuatro cilindros opuestos, de 90 hp. Su diseño, muy cuidado, demostró su capacidad para unas prestaciones extraordinarias que, gracias a sus líneas aerodinámicas y a su excelente acabado, eran alcanzadas por el aparato F.8.L serie I inicialmente producido, con un motor de potencia muy modesta de cuatro cilindros opuestos Avco Lycoming O-290-D2, de 136 hp. En la serie II se acopló un motor Avco Lycoming O-32 de 150 hp.

A mediados de los años cincuenta, la Aeromere Società per Azioni se estableció en el aeropuerto de Gardolo, en Tento, y, convencida de que el F.8.L podría venderse fácilmente en el mercado americano, negoció con Aviamilano los derechos para su construcción bajo licencia. La versión resultante construida por la Aeromere fue llamada **F.8.L America**, y era similar en líneas generales al aparato de la serie II de Aviamilano, incluido el mismo motor O-320. Difería sin embargo en la construcción, que tuvo que adaptarse a los requisitos norteamericanos y consiguió un factor de carga final de 8,7, a plena carga. Con una configuración de monoplano de ala baja cantilever, el fuselaje era básicamente de madera con recubrimiento de contrachapado. Las alas disponían de flaps accionados eléctricamente, y todas las superficies de control (incluidas las de la unidad de cola) estaban construidas de metal. Completaban la línea aerodinámica del fuselaje un tren de aterrizaje retráctil de tres ruedas, y una cubierta aerodinámica. La cabina, para dos plazas, disponía de calefacción y ventilación, con doble mando estándar.

En 1964, la Aeromere fue adquirida por el Dr Laverda, cambiando el nombre de la compañía por el de Laverda Società per Azioni y continuando la producción de una versión bajo licencia, con un motor Avco Lycoming de cuatro cilindros, opuestos y 160 hp, llamada **SuperFalco.**



La estructura ligera y las líneas elegantes y aerodinámicas eran la causa de las excelentes prestaciones del Aeromere F.8.L, un modelo que merecía una mayor difusión de la que realmente tuvo.

Especificaciones técnicas

Tipo: aparato de entrenamiento/turismo biplaza
Planta motriz: un motor Avco Lycoming de cuatro cilindros opuestos, de 150 hp
Prestaciones: velocidad máxima a nivel del mar 325 km/h; velocidad máxima de crucero a 1 500 m, 305 km/h; techo de servicio 5 800 m; autonomía máxima con reservas para 30 min 1 150 km
Pesos: vacío 520 kg; máximo en despegue 780 kg
Dimensiones: envergadura 8,00 m; longitud 6,50 m; altura 2,27 m; superficie alar 10,00 m²

Aeronca Serie C

Historia y notas

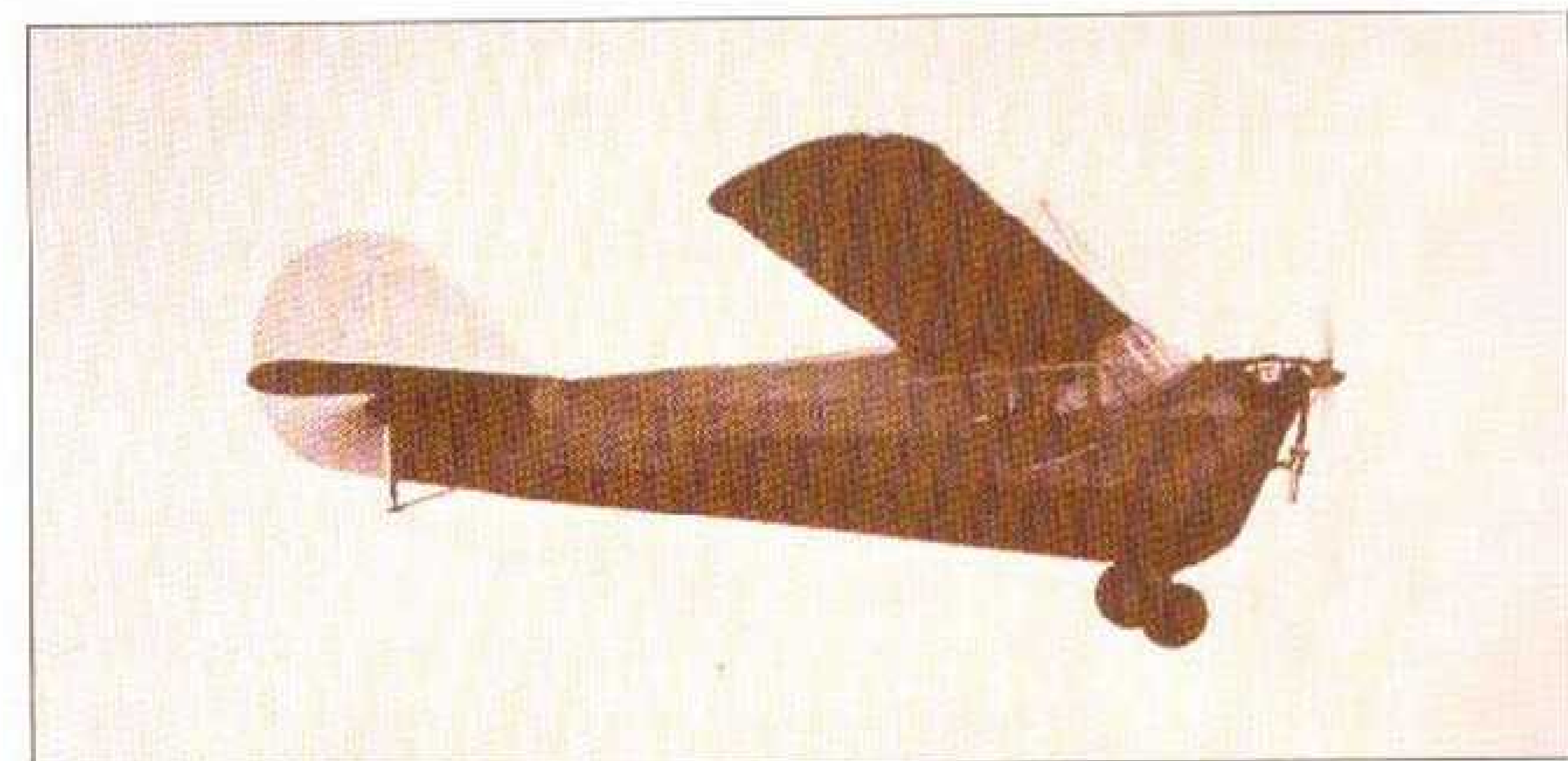
La Aeronautical Corporation of America se fundó en noviembre 1928 para el diseño y construcción de aparatos ligeros para el mercado aeronáutico en general, distinguiéndose por ser el primer constructor de aviones de América que fabricó aeroplanos verdaderamente ligeros para su venta al público en general. La compañía cambió su nombre por el de Aeronca Aircraft Corporation en 1941.

El diseño básico de lo que se convertiría en el **Aeronca C-2** derivó de un prototipo de aeroplano ligero proyectado por Jean A. Roche, ingeniero del Servicio aéreo de EE UU. La Aeronca se impuso la meta de mejorar este diseño, así como la de proyectar y desarrollar un pequeño motor, de dos cilindros horizontales opuestos, para propulsarlo. Al ser presentado, en febrero 1930, la figura antiestética del C-2 provocó risas. Sólo cuando pudo ser apreciada la capacidad de este monoplaza, con un funcionamiento tan económico que le permitía una autonomía de 386 km con sólo 30 l de combustible, el humor dio paso al interés. Cuando el C-2 empezó a establecer récords, y a conseguir los primeros puestos en vuelos sobre EE UU, el interés se convirtió en entusiasmo, y la nueva compañía empezó a construir C-2 a toda prisa.

Con una configuración de monoplano de ala alta arriostrada, con cables, el Aeronca C-2 tenía alas de madera y metal recubiertas de tela; el fuselaje con cubierta de tela, y la unidad de cola reforzada, tenían una estructura básica de tubos de acero soldados. El patín de cola, la cabina abierta debajo del ala, y la propulsión en el morro del fuselaje, completaban la sencilla estructura del C-2. Se habían vendido ya más de 100 unidades antes de que la introducción de la versión C-3 biplaza redujese considerablemente las ventas, y acabase por reemplazar al C-2 que había consagrado a la Aeronca como fabricante de aparatos ligeros.

Variantes

C-1 Cadet: versión del C-2 para altas prestaciones que incorpora un fuselaje reforzado, menor envergadura, y motor Aeronca E-113 de dos cilindros opuestos y 36 hp, más potente, y otras mejoras en el diseño; sólo se construyeron tres unidades; velocidad máxima horizontal 153 km/h, velocidad de crucero 129 km/h, techo de vuelo 3 810 m, peso vacío 193 kg, peso máximo en despegue 318 kg, envergadura, 8,84 m y superficie alar 10,68 m²
C-2 Deluxe: versión del C-2 que incorporaba un fuselaje más ancho y cierto número de mejoras en el diseño; peso vacío 193 kg, y peso máximo en despegue 318 kg
C-2N Scout: versión deportiva de lujo del C-2, de la que se vendieron unas cuatro unidades; incorporaba las mejoras del C-2 Deluxe, además de un motor Aeronca E-113 o E-113A de 36 hp
PC-2: versión de hidroavión del C-2 con dos flotadores APC; peso vacío 213 kg, y peso máximo en despegue 315 kg
PC-2 Deluxe: versión de hidroavión del C-2 Deluxe; peso vacío 226 kg y peso máximo en despegue 327 kg
C-3 Duplex: versión biplaza del C-2



Con un diseño típico de fines de los años veinte y principios de los treinta, la serie Aeronca C conoció una popularidad apreciable, hasta el punto de que algunos ejemplares han sobrevivido hasta los años ochenta. En la figura aparece el biplaza C-3, introducido en 1931 y fabricado con varios tipos de motores.

que fue introducida en 1931, y de la que se construyeron más de 400 ejemplares antes de que finalizase su producción en 1937; los dos tripulantes iban sentados de lado, con opción a un doble mando, que era estándar en la versión de entrenamiento conocida como **Collegian**; progresivamente, durante los seis años en que se fabricó, se fueron introduciendo mejoras; propulsado por un Aeronca E-113, E-113A o E-113B de 36 hp, o por un E-113C de 40 hp; las últimas versiones conseguían una velocidad máxima de 145 km/h, velocidad de crucero 121 km/h, techo de servicio 3 660 m, autonomía 306 km, peso vacío 258 kg y peso máximo en despegue 456 kg; fue construido, bajo licencia, en Gran Bretaña como Aeronca 100, con motor JAP J.99 de 36 hp
PC-3: versión de hidroavión del C-3 con flotadores EDO o Warner; peso vacío de las últimas versiones 298 kg, y peso máximo en despegue 485 kg

Especificaciones técnicas
Aeronca C-2
Tipo: aparato ligero deportivo biplaza
Planta motriz: un motor Aeronca E-107A de dos cilindros opuestos, de 26 hp
Prestaciones: velocidad máxima 129 km/h; velocidad de crucero 105 km/h; techo de servicio 4 875 m; autonomía 386 km
Pesos: vacío 181 kg; máximo en despegue 305 kg
Dimensiones: envergadura 10,97 m; longitud 6,10 m; altura 2,29 m; superficie alar 13,19 m^2

Aeronca Serie L

Historia y notas
Introducido por primera vez en 1934, el prototipo del **Aeronca L** tenía tan poca potencia, con su motor Aeronca E-113C de 40 hp, que al notar un cierto cabeceo en el aire, su piloto se vio obligado a recorrer varias millas antes de ganar la suficiente altitud como para arriesgarse a girar hacia el punto de despegue. Sin embargo, este atractivo monoplano biplaza, de apariencia mucho más comercial que la de su contemporáneo Aeronca C, parecía tener buenas perspectivas de ventas, por lo que inmediatamente se trazaron planes para acoplarle un motor de más potencia. Con un Le Blond de cinco cilindros radiales y 60 hp, Aeronca consiguió desarrollar un avión deportivo de líneas agradables y excelentes características de vuelo, iniciándose la producción del **Aeronca LA**. Monoplano de ala baja cantilever, el Aeronca L tenía los planos construidos a base de madera y aleaciones ligeras, con recubrimiento de tela. La estructura básica del fuselaje y de la unidad de cola, reforzada con cables, era de tubos de acero soldados, con recubrimiento de tela. El tren de aterrizaje era del tipo de rueda de cola fija, estando recubiertas las patas por unos «pantalones» carenados hasta su unión con la parte inferior de las alas.

La planta motriz consistía en un motor Le Blond 5DE de 70 hp, montado en el morro del fuselaje y provisto de un anillo Townend. La acomodación de dos personas, sentadas de lado, dejaba en la cabina suficiente espacio para colocar equipaje detrás de los asientos. Los elementos opcionales, muy sofisticados, incluían un sistema eléctrico (con su batería acumuladora) alimentado por un generador accionado por aire, un motor de arranque, y luces de aterrizaje y navegación. A requerimiento del cliente podían conseguirse, doble mando, equipo adicional, calefacción en la cabina, y radio. Las entregas del LA se iniciaron en 1935, pero sólo se construyeron unas 12 unidades de esta versión de la serie L.

Variantes
Aeronca LB: similar en líneas generales al LA, del que era una versión más potente con su motor Le Blond 5DF de 85 hp; velocidad máxima al nivel del mar 193 km/h; velocidad de crucero 169 km/h, techo de servicio 4 265 m y peso en vacío 459 kg; fue el más popular entre los de la serie L, con un total de 30 ejemplares construidos, aproximadamente



Aeronca LC: similar en líneas generales al LA a excepción de su motor radial de cinco cilindros Warner Scarab, de 90 hp; ésta fue la última versión, antes de ser desplazado por el modelo K en 1937; se construyeron unos 25; velocidad máxima horizontal 198 km/h; velocidad de crucero 174 km/h; techo de servicio 4 725 m; autonomía 837 km; peso vacío 469 kg, y longitud 6,81 m
Aeronca LCS: versión de hidroavión del LC, equipada con flotadores EDO; velocidad máxima horizontal 187 km/h, velocidad de crucero 161 km/h, techo de servicio 3 660 m, autonomía 764 km, peso vacío 541 kg, peso máximo en despegue 840 kg, longitud total 7,26 m, y altura 2,74 m

De concepto avanzado para su tiempo, la serie Aeronca L no consiguió alcanzar la popularidad de la serie C, a pesar de sus mejores prestaciones y comodidad.

Especificaciones técnicas
Tipo: monoplano biplaza
Planta motriz: un motor radial Le Blond 5DE, de 70 hp
Prestaciones: velocidad máxima horizontal 185 km/h; velocidad de crucero 161 km/h; techo de servicio 3 660 m; autonomía 805 km
Pesos: vacío 470 kg; máximo en despegue 762 kg
Dimensiones: envergadura 10,97 m; longitud 6,86 m; altura 2,13 m; superficie alar 13,94 m^2

Aeronca K serie Scout

Historia y notas
La lenta caída de la demanda de la serie Aeronca C convenció a la compañía de que resultaba necesario desarrollar un nuevo avión ligero para sustituirla. La fiabilidad del motor de dos cilindros E-113, construido por la compañía, era tanta que el nuevo aparato fue diseñado para utilizar ese tipo de motor, aunque también se aprovechó la oportunidad para desarrollar el biplaza **Aeronca K**, de apariencia mucho más moderna. Cuando el prototipo fue mostrado en público por primera vez, a principios de 1937, pocos hubieran pensado que de algún modo estaba relacionado con la serie C.

Las alas eran similares en líneas generales, tanto en su construcción como en su configuración de ala alta, pero el refuerzo de cables había sido sustituido por montantes en V de sección aerodinámica situados a cada lado del fuselaje. Otra característica que cambiaba ligeramente era la unidad de cola, pero tanto ésta como el pulido fuselaje mantenían la construcción a base de tubos de acero soldados y la cubierta textil del anterior diseño. El tren de aterrizaje fijo con patín de cola disponía de soportes armados, cuidadosamente carenados, que escondían en su interior los amortiguadores de aceite y los muelles. La mayor parte de los clientes parece que eligieron la rueda de cola opcional. La cabina era completamente cerrada, suministrando amplio acomodo para dos personas de lado en un único asiento común. La sofisticación del diseño se reflejaba principalmente en el equipo opcional, que consistía en calefacción tanto para la cabina como para el carburador, cono de hélice, y frenos en las ruedas. Además del modelo estándar de motor Aeronca E-113CB, el modelo K podía instalar alternativamente los motores E-113CD o E-113CDB, de 45 hp.

El modelo K, llamado Scout, fue el primero de toda una serie; es decir, estableció una configuración básica que, con sólo variaciones mínimas, sería empleado no sólo en los Scout y Chief anteriores a la guerra, sino también en la mayor parte de los aparatos Aeronca comercializados bajo toda una gama de nombres. La producción sobrepasó las 350 unidades.

Variantes
Aeronca KS Sea Scout: versión de hidroavión del modelo K, con tren provisto de flotadores EDO
Aeronca KC Scout: versión mejorada del modelo K con tren de aterrizaje del tipo de ejes separados, y un motor estándar de cuatro cilindros opuestos Continental A-40-4 de 40 hp. Construidos aproximadamente 35
Aeronca KC(CF) Scout: versión del KC Scout, con un motor de cuatro cilindros opuestos Franklin CF; se construyeron unas seis unidades
Aeronca KCA: versión mejorada posterior del modelo K, incorporando algunos cambios en el diseño, y propulsada por un motor de cuatro cilindros opuestos Continental A-50-1 de 50 hp; construidos unos 35
Aeronca 50-C Chief: nombre dado a una versión mejorada del modelo KCA en la que se había aumentado la cuerda de las alas en 0,20 m, y con un fuselaje más ancho y largo
Aeronca 65-C Super Chief: versión del modelo 50-C Chief propulsada por un motor de cuatro cilindros opuestos Continental A-65 de 65 hp
Aeronca 65-CA Super Chief: versión del modelo 65-C Super Chief, que incorporaba de forma estándar una puerta de entrada a cada lado de la cabina; la segunda puerta era opcional en el modelo 65-C
Aeronca KM Chief: versión similar en líneas generales al modelo KC Scout, pero propulsada por un motor de cuatro cilindros opuestos Menasco M-50 Pirate de 50 hp.
Aeronca 50-M Chief: versión del modelo 50-C Chief con un motor de cuatro cilindros opuestos Menasco M-50 Pirate de 50 hp
Aeronca KF Chief: similar en líneas generales al modelo KC Scout, pero propulsado por un motor de cuatro cilindros Franklin 4AC de 50 hp
Aeronca 50-F Chief: versión del modelo 50-C con un motor de cuatro cilindros Franklin 4AC de 50 hp



Monoplano clásico de ala alta de fines de los años treinta, el Aeronca K Scout se produjo en cantidades considerables.

Aeronca 50-L Chief: versión del modelo 50-C Chief con un motor de cuatro cilindros opuestos Avco Lycoming O-145 de 50 hp

Especificaciones técnicas
Aeronca K Scout
Tipo: monoplano biplaza
Planta motriz: motor Aeronca E-113CB de dos cilindros, de 42 hp
Prestaciones: velocidad máxima a nivel del mar 150 km/h; velocidad de crucero 137 km/h; techo de vuelo 3 660 m; autonomía 410 km
Pesos: vacío 268 kg; máximo en despegue 472 kg
Dimensiones: envergadura 10,97 m; longitud 6,27 m; altura 2,01 m; superficie alar 16,60 m^2

Guerra aérea sobre Vietnam: capítulo 4.º

Las misiones de los B-52

Los Boeing B-52, diseñados para misiones estratégicas, fueron empleados en Vietnam en funciones tácticas; operaban al principio desde bases muy lejanas, provistos de bastidores para transportar enormes cargas de bombas. Con el tiempo, la utilización de bases thailandesas y las mejoras en el equipo de radar aumentaron notablemente su precisión y eficacia.

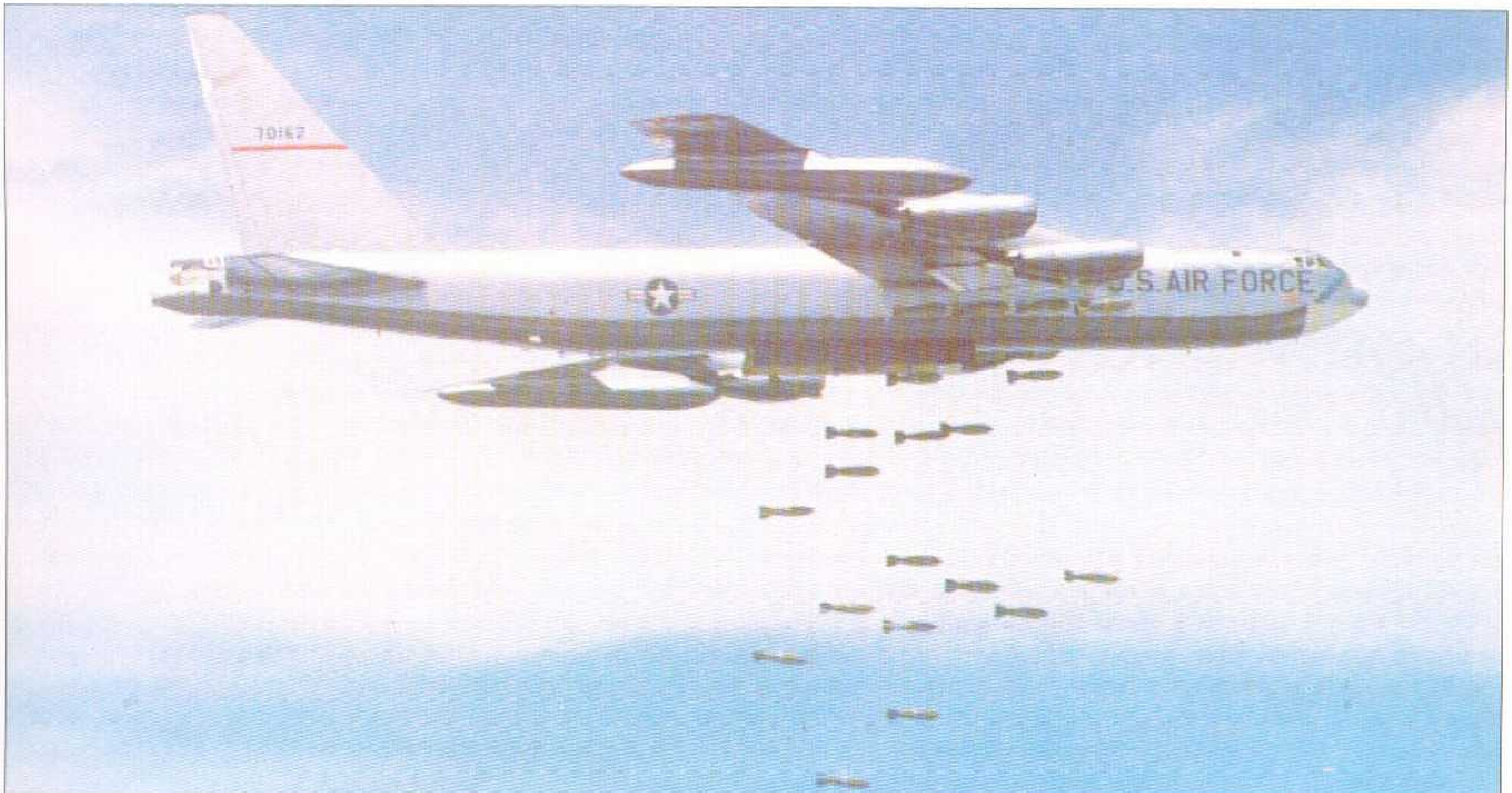
El Boeing B-52 fue proyectado en los años inmediatamente posteriores a la II Guerra Mundial para ser el primer bombardero estratégico no provisto de motores tradicionales de hélice.

Este aparato fue diseñado dentro de unos límites estructurales muy precisos, para volar en la estratosfera y dejar caer sobre objetivos estratégicos una o dos bombas atómicas.

A pesar de que la guerra de Vietnam era tan distinta como pueda imaginarse del tipo de guerra para el que habían sido proyectados estos grandes bombarderos, eran capaces de soltar tal cantidad de bombas —aunque con una gloriosa ineficacia— que estuvieron presentes desde el mismo inicio del despliegue bélico de EE UU al implicarse este país en el conflicto vietnamita en febrero 1965. El 17 de este mes, el personal y equipo de dos alas de bombarderos provistas de B-52F, la 2.ª con base en Barksdale y la 320.ª en Mather, despegaron hacia la base aérea Andersen de Guam, Islas Marianas. Guam es una pequeña isla que, aparentemente, sólo consiste en cinco aeropuertos. Hoy en día uno de estos aeropuertos ha empequeñecido a todos los demás: el de Andersen fue impresionantemente ampliado hasta poder albergar la mayor colección de gigantescos reactores militares nunca vista en lugar alguno. En las dos últimas semanas de febrero 1965 llegaron allí casi 10 000 personas y, con el tiempo, esta base se convirtió en un gigantesco rectángulo con dos pistas de aterrizaje, cada una de una longitud de más de 3 km, con una pista de rodaje en su centro y docenas de zonas de aparcamiento en sus lados. Las pistas se hallan dispuestas formando grandes zig-zags y descienden hacia el centro para luego ascender de nueve hasta una colina a 183 m sobre la playa del Pacífico donde terminan bruscamente. A lo largo de estas pistas se aparcaban los «Buffs», sobrenombre con que eran conocidos los mayores bombarderos del mundo, los B-52, y que correspondía más o menos a las siglas de Big Ugly Fat Fella (el Fulano Feo y Gordo), aunque también se le daban otros nombres impublicables.

Las operaciones efectuadas sobre Vietnam por estos anticuados pero majestuosos bombarderos fueron designadas por el nombre en clave «Arc Light», al que sucedieron, hacia el

Unas 51 bombas de uso general de 340 kg, cada una de ellas con un peso real aproximado de 374 kg, son lanzadas sobre una hipotética posición del Vietcong que, con toda probabilidad, no estaba allí (foto USAF).





Las estelas de humo señalan el despegue de este B-52D de la zigzagueante pista de Guam. Era necesaria la total inyección de agua para conseguir levantar el avión, a plena carga, hacia su largo trayecto de ida y vuelta a Vietnam, con repuesto de combustible en vuelo por lo general (foto USAF).

final de la guerra, las de «Linebacker» y «Linebacker II»; hubo muchas otras series limitadas de misiones con distintos nombres. Ninguna de ellas se parecía en lo más mínimo a la primitiva misión para la que habían sido proyectados. Al principio todavía quedaban en la base de Andersen unos pocos B-52 de las primeras series construidas, aunque a partir de 1965 fueron retirados de la USAF. El modelo principal, al inicio de la campaña «Arc Light», fue el B-52F, con un compartimiento para bombas capaz de transportar exactamente 27 bombas con un peso nominal de 340 kg y real de 374 kg.

Cuando los B-52F de la 2.ª y 320.ª Ala de bombarderos llegaron a Guam en febrero 1965, todavía lucían su «uniforme» nuclear del Mando aéreo estratégico, con las superficies inferiores pintadas de blanco anti-destello. Al objeto de conseguir transportar en ellos un mayor número de bombas, se les añadieron soportes exteriores entre los motores interiores y el fuselaje, similares a los empleados en otros modelos para transportar misiles Hound Dog o SRAM. Bajo estos soportes colgaban unas viguetas muy largas a las que podían sujetarse cuatro ternas de bombas en tándem. El total de bombas de 340 kg pasó con ello de 27 a 51, con un peso real de 19 085 kg. Esta carga resultaba superior a la prevista para armamento nuclear o de cualquier otro tipo y, dado que Guam se hallaba tan lejos del objetivo (unos 8 850 km como mínimo entre la ida y la vuelta, en los que se empleaban de 12 a 15 horas), rara vez partieron de Guam los B-52 si no era con los depósitos llenos de combustible, y aún debían ser reaprovisionados en vuelo por aviones nodriza KC-135 procedentes de Okinawa. Se empleaba la inyección de agua para aumentar el empuje de los motores pero, a plena carga, normalmente no se alcanzaba la velocidad de vuelo hasta justo un momento antes de que el bombardero cruzase la escarpada colina situada al final de la pista. En ese instante había que forzar al máximo los motores, y transcurrían de 10 a 15 minutos hasta conseguir acelerar hasta la velocidad de ascensión de 520 km/h. Dado que dos de los seis tripulantes disponían de asientos lanzables hacia abajo en caso de emergencia, la tensión al despegue era mucho mayor aún que al sobrevolar el objetivo.

A la derecha, vista del tubo retráctil de un avión nodriza KC-135 mientras reaprovisiona en vuelo a un B-52D cargado de bombas. Este tipo de encuentros acabó virtualmente cuando Thailandia se convirtió en base de operaciones de los B-52 (foto USAF).

Las primeras misiones «Arc Light» resultaron muy poco halagüeñas. En la primera de ellas, el 18 junio 1965, intervinieron 30 B-52F. Durante el acoplamiento con los aviones nodriza dos bombarderos colisionaron, se partieron en el aire e hicieron explosión, resultando muertos ocho de los doce tripulantes. Únicamente bombardearon el objetivo previsto 26 unidades y, después de ello, las actividades de las «bases Vietcong» supuestamente emplazadas en la provincia de Binh Duong siguieron igual que antes. Las bombas arrasaron una amplia zona de jungla y terreno baldío, al no disponer los bombarderos de objetivos a los que apuntar; la opinión general fue que la operación había sido un fracaso completo. Pero esto fue sólo el principio y, gra-

Durante su período punta en los años sesenta, la base de Andersen en Guam se hallaba repleta de aparatos. Incluso después de que el peso principal de las operaciones se desplazara a las bases thailandesas, Andersen desplegaba la actividad de una colmena, como puede verse en esta vista de un área de aparcamiento en 1972 (foto USAF).





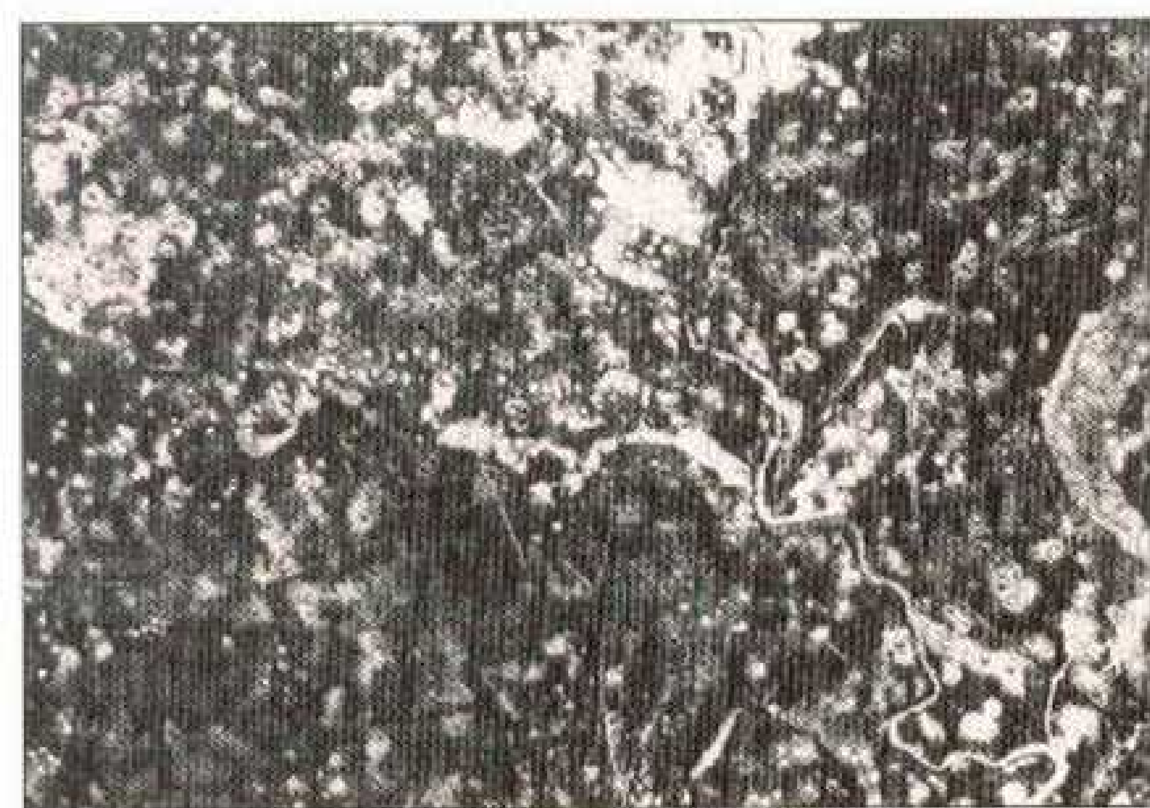
Varios B-52 circulan por la pista de rodaje de la base de U-Tapao, para una misión en Vietnam en octubre 1968. El contar con una base tan cercana a la zona de combate disminuyó en gran medida la duración de las misiones (foto USAF).

dualmente, las técnicas mejoraron. El aumento constante de desertores del Vietcong hizo patente que los B-52 no sólo descargaban sus potentes explosivos en la jungla desierta. Las fuerzas del Vietcong y del Ejército norvietnamita llegaron a odiar más a los B-52 que a cualquier otro tipo de arma de EE UU. No disponían de ningún tipo de aviso del ataque, al no poder ver ni oír a los bombarderos, y tampoco podían escapar de las extensas y devastadoras explosiones.

Lluvia de bombas

En abril 1966 llegaron a Andersen dos unidades de refresco equipadas con B-52D, aparatos aún más viejos que los F, pero acondicionados para la tarea específica de transportar explosivos de alta potencia. En lo que dio en llamarse la modificación Big Belly («Tripón»; en realidad el vientre del avión no fue ampliado sino únicamente reconvertido para poder albergar más bombas), la totalidad de los efectivos de B-52 en activo fueron modificados en la Boeing-Wichita entre diciembre 1965 y setiembre 1967. Se efectuaron muchos cambios, pero el más importante consistió en la adaptación de los compartimientos interiores de bombas para poder transportar en ellos 66 bombas de 340 kg u 85 de 227 kg, en lugar de las 27 bombas anteriores. Sumadas a las 24 bombas que podían ser transportadas en los soportes subalares, iguales a los instalados en los B-52F, se obtuvo una impresionante carga máxima de 90 bombas de 340 kg, con un peso real de 33 680 kg.

En 1967 Andersen había alcanzado su máximo desarrollo y era la base aérea con mayor tráfico del mundo. Continuó creciendo y, como resultado de ello, en 1972 había aparcados allí no menos de 200 B-52. A pesar de que continuamente se ampliaban las construcciones de hormigón, únicamente existían 170 zonas de aparcamiento, por lo que constantemente debían mantenerse en vuelo 30 aparatos. El personal de tierra trabajaba en dos turnos de diez horas durante seis días a la semana, y el túnel de pruebas para las reparaciones de los motores J57 trabajaba continuamente. Una base de esas dimensiones tenía que operar como una máquina perfectamente engrasada, pero al menos una parte de Andersen «chirriaba» y mostraba deficiencias evidentes: las pistas de aterrizaje. Húmedas y cubiertas de algas, su superficie suministraba una tracción cercana a cero. Era imposible detener un despegue si se producía un fallo en un motor; el aparato patinaba hasta más allá del final de la pista, con su carga completa de bombas. Los pesados remolques que movían los bombarderos en tierra, a menudo no conseguían arrastrar ni siquiera un bombardero vacío situado en una pendiente, y remolque y avión se deslizaban cuesta abajo.



Esta fotografía casi lunar de un paisaje después de una incursión puede dar idea de la devastación producida por la concentración de bombas lanzadas por los B-52. No resulta sorprendente el pánico de las fuerzas del Vietcong (foto USAF).

Estas dificultades exacerbaban el problema básico de las largas distancias en las misiones desde Guam, que sólo en raras ocasiones duraban menos de 12 horas, tenían un promedio de duración de 14 y, al menos en una ocasión, llegaron a alcanzar las 18. Muchas tripulaciones se veían obligadas a volar en días sucesivos; otro de los principales problemas radicaba en que los B-52 eran enviados noche tras noche a volar con misiones idénticas sobre las mismas baterías, cuya pericia aumentaba rápidamente gracias a la práctica constante. Y desde setiembre 1967 los SAM se añadieron a los terrores con los que debían enfrentarse en las zonas elegidas como objetivo.

Bombardeos de precisión

Los acontecimientos posteriores favorecieron a los bombarderos. Uno de los peores problemas durante el primer año era la falta de referencias claras o de objetivos determinados. Normalmente el objetivo consistía en un área específica de territorio, y los B-52 soltaban sus potentes explosivos para cubrir deliberadamente una extensa zona con la máxima regularidad. Esta forma de actuar era radicalmente distinta de la misión normal encomendada a un bombardero, que consiste en hacer blanco sobre un determinado punto. Cuando, como sucedió en forma creciente desde fines de 1966, los B-52 fueron solicitados para bombardear en misiones de apoyo directo a sus tropas amigas, hubo de buscarse una solución al problema de la precisión. La respuesta más importante a este problema fue la llegada a Vietnam de estaciones de radar de precisión empleadas para el adiestramiento de las tripulaciones de los B-52 de regreso en EE UU. Llamado posteriormente Combat Skyspot, el bombardeo dirigido por radar se perfeccionó al disponer de radares móviles e incrementar su alcance a 370 km.

Otra ayuda importante fue el inicio de las operaciones de los B-52 desde «UT», la base de las Reales Fuerzas aéreas thailandesas de U-Tapao, en abril 1967. Desde allí las misiones duraban sólo de tres a cinco horas, disminuyendo en gran medida la fatiga de tripulaciones y aparatos, y eliminando virtualmente la necesidad de repostar mediante aviones nodriza. Durante los cinco años siguientes, los B-52 descargaron sus bombas sobre cuantos objetivos se les asignaron, con creciente precisión aunque con frecuencia cada día menor, dado que impopularidad de la administración Nixon y de la guerra determinó el regreso de cada vez más tripulaciones a EE UU.

Sin embargo, en marzo 1972, una ofensiva norvietnamita en gran escala obligó a reorganizar con urgencia las fuerzas de bombarderos, enviando por primera vez a Guam los B-52 G. El tipo G era el penúltimo de los modelos de serie del B-52; disponía de «alas húmedas» con depósitos integrales que le proporcionaban una capacidad de combustible mucho mayor. Incluso para una misión que durase unas 14 horas, los B-52 podían recorrer la distancia de ida y vuelta sin necesidad de aviones nodriza. Sin embargo, sólo transportaban las primitivas 27 bombas y disponían de unas contramedidas electrónicas menos eficaces que las recientemente puestas al día en los B-52D. A fines de junio 1972 los efectivos de Andersen habían aumentado a 98 G y 52 D, además de 50 D en U-Tapao; se efectuaban 105 salidas por día, y 3 150 al mes. Este impresionante potencial bombardeó en las misiones «Linebacker» objetivos muy al norte de la zona desmilitarizada hasta que, en octubre 1972, Nixon detuvo los bombardeos al norte del paralelo 20, al iniciarse las conversaciones para la paz en París. En diciembre los norvietnamitas se retiraron de las conversaciones y Nixon ordenó la «Linebacker II», la más intensa de todas las campañas realizadas.

Del 18 al 29 diciembre 1972 los B 52 realizaron 729 salidas, dejando caer más de 15 000 tm de bombas sobre objetivos tales como los aeropuertos y el puerto de Haiphong. En la tarde del primero de estos días, un artillero de cola de un B-52D derribó un MiG-21, que fue confirmado. Pero el violento clímax final de la guerra de los bombarderos sobrevino con el fuego simultáneo de cientos de misiles SA-2 que, aunque obsoletos y susceptibles de ser desorientados, derribaron 15 B-52 y convirtieron otros 14 en chatarra volante que a duras penas pudo regresar a sus bases. Inevitablemente la guerra de los Buffs terminó inmersa en la alta tecnología, llevándose probablemente la peor parte los bombarderos.

Próximo capítulo:

La guerra de los helicópteros

Spitfire: el caza supremo

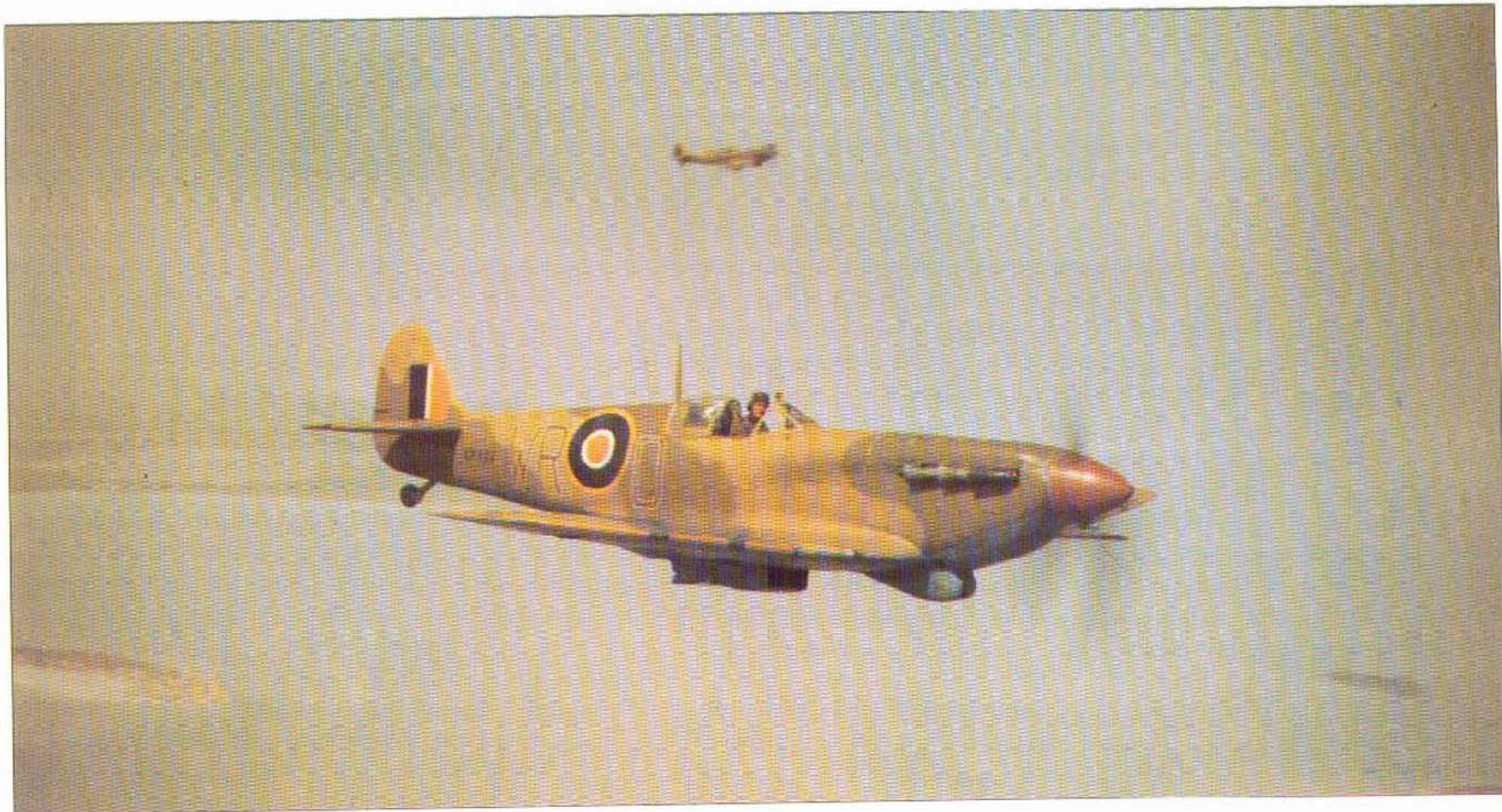
Los comentarios sobre el Supermarine Spitfire resultan casi superfluos: esta magnífica máquina de guerra es tal vez el avión británico más conocido de todos los tiempos. Se mantuvo en producción durante toda la II Guerra Mundial, y fue un inmejorable interceptador además de cumplir otras funciones.

El Spitfire es quizás el más famoso de los aviones británicos de todos los tiempos. A pesar de protagonizar un papel secundario en la Batalla de Inglaterra comparado con el menos atrayente Hawker Hurricane, fue probablemente el más importante de los aviones aliados. Fue construido en mayor número que cualquier otro tipo de avión de los Aliados, si se exceptúa la URSS; permaneció en producción a través de toda la guerra y fue desarrollado en una más amplia gama que cualquier otro avión de la historia. Gran Bretaña tuvo la suerte de poseer en 1936, a partir de la aventura privada de un jefe de diseño con el apoyo de su equipo, el prototipo de un caza a punto para ocupar un puesto en primera línea y capaz de ser desarrollado hasta alcanzar el doble de potencia motriz y bastante más del doble del peso cargado.

De haberse seguido las disposiciones oficiales, en 1936 el único caza británico hubiera sido el Supermarine 224, una tosca máquina con un fuselaje parecido al de los hidros del Trofeo Schneider, con un motor Goshawk de 660 hp y armado con cuatro ametralladoras, dos en el fuselaje y dos en los «pantalones» del tren de aterrizaje fijo. Su diseñador, Reginald Mitchell, no quedó excesivamente satisfecho de su creación, por lo que volvió a la mesa de diseño y creó el Tipo 300. Mucho más pequeño y estilizado, poseía un tren de aterrizaje replegable, estaba construido con revestimiento resistente, y contaba como planta motriz con el nuevo motor Rolls Royce PV.12, de casi 900 hp. Tenía ocho ametralladoras, todas en las alas, que disparaban fuera del disco de la hélice; Mitchell diseñó el ala del Tipo 300 con una característica planta elíptica, para aco-

Ningún usuario del Spitfire gozó de una reputación mejor que la de los Polacos Libres, muchos de los cuales tenían parientes bajo el yugo nazi. Este Spitfire IX fue pilotado por el comandante del 303.° Squadron (polaco) de la RAF (Fox Ph.).





Una bella toma de un Spitfire VB (EP622) del 40 ° Squadron de la Fuerza aérea sudafricana, operando en la zona italiana de Tarento, a finales de 1943. Las alas recortadas le conferían más velocidad y capacidad de maniobra a baja cota (foto Imperial War Museum).

modar las armas en la parte exterior, con tolvas de municionamiento fácilmente accesibles a través de portezuelas en el revestimiento.

El diseño tan característico del ala del Spitfire fue uno de los mejores para un caza de esa época; pero la planta elíptica no contribuía en nada a su bondad, sino que simplemente la hacía más difícil de construir. Aerodinámicamente, el perfil era bueno para velocidades de casi el 90 % de la del sonido (aproximadamente Mach 0,9) y durante la II Guerra Mundial algunos Spitfire alcanzaron Mach 0,92 en picado, bastante más rápidos que cualquier caza a reacción alemán.

Por entonces, Supermarine había desarrollado una nueva ala con perfil laminar y la había instalado en el pretendido reemplazo del Spitfire, el Spiteful. De hecho era un ala inferior y, cuando más tarde fue instalada en el primer caza a reacción Supermarine, muchos pilotos, incluido el jefe de pilotos de pruebas, pidieron que se usara de nuevo la vieja ala del Spitfire.

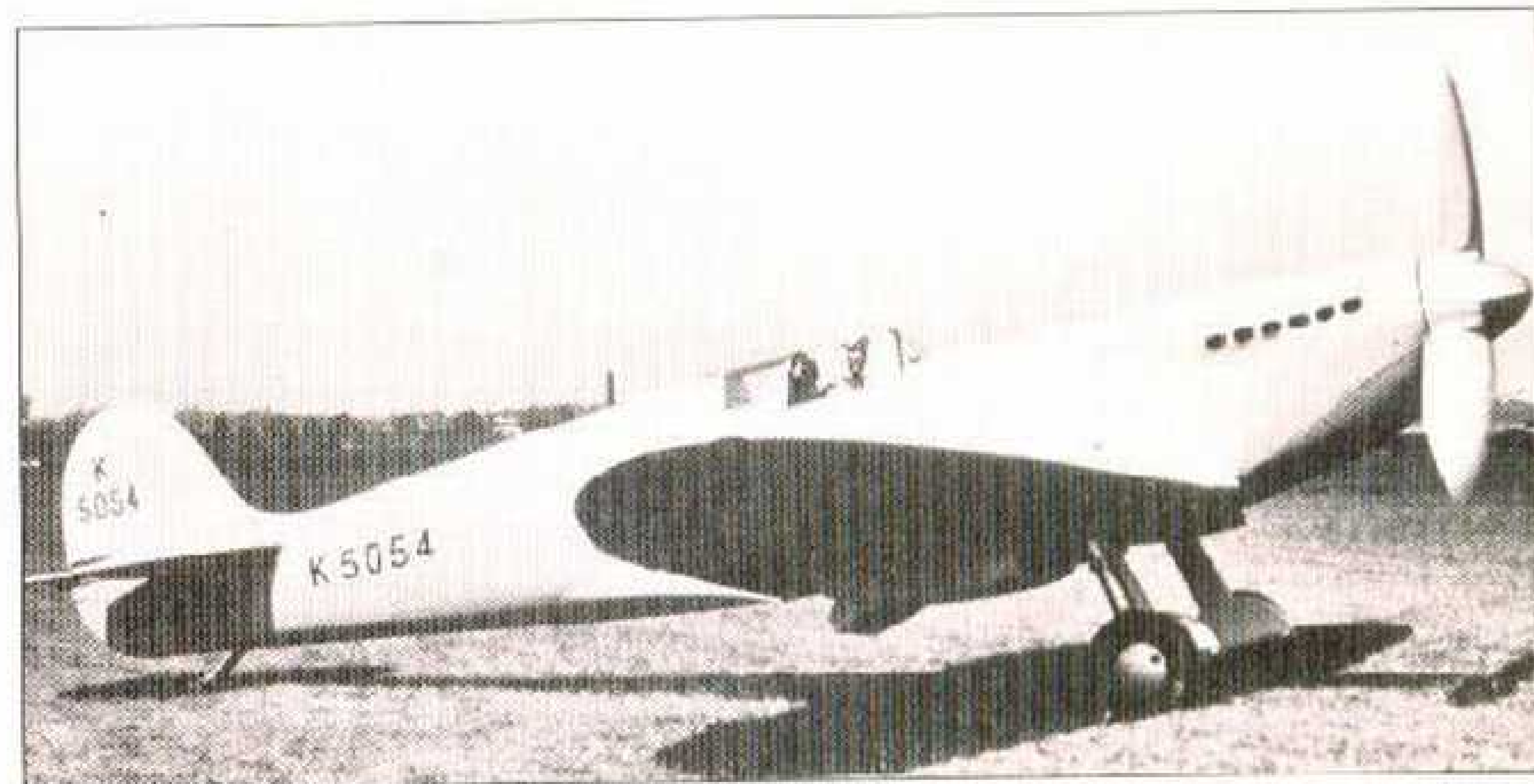
Vuelos de prueba y producción

Igual que su sempiterno enemigo, el Messerschmitt Bf 109, el nuevo caza Supermarine tenía un estrecho tren de aterrizaje que pivotaba cerca del fuselaje para replegarse hacia fuera, dentro de los planos. También al igual que el Bf 109, el Spitfire usaba un motor refrigerado por líquido (agua/glicol) que era conducido mediante tuberías a los radiadores, bajo la parte trasera del intradós, aunque el avión británico presentaba una particular disposición asimétrica, con el radiador de refrigerante bajo el plano derecho y un delgado radiador de aceite bajo el izquierdo. Otros rasgos característicos eran los flaps de intradós (movidos, como el tren de aterrizaje, por un sistema hidráulico con bomba manual en la cabina), un puesto de pilotaje cómodo con cubierta Perspex (plástico acrílico transparente) que el piloto podía deslizar hacia atrás sobre raíles, seis escapes sencillos a cada lado del motor, un patín de cola fijo y una pesada e imperfecta hélice bipala de madera, por no estar disponible en el Reino Unido ninguna de las nuevas hélices.

Así y todo, el nuevo caza era el más hermoso de su época. Se le asignó el número de serie K5054 (curiosamente, anterior al del prototipo Hurricane, K5083, que se construyó seis meses antes). El prototipo, aún sin pintar, fue pilotado por el jefe de pruebas «Mutt» Summers desde el aeródromo de Eastleigh (actual aeropuerto de Southampton) el 5 marzo 1936. El avión era manejable como un sueño, pero la fabricación en serie fue muy lenta. El primer Spitfire Mk I entró en servicio en julio 1938.

Hacia 1939, el Mk I fue modificado para hacerlo más efectivo. El motor Merlin fue mejorado y potenciado, incorporando hélices tripalas de Havilland y Rotol de velocidad constante. Se puso a la cabina una cubierta abombada que proporcionaba más espacio y mejor visión, y se le añadió una dura plancha de Perspex y vidrio para hacer el parabrisas a prueba de bala. El motor fue provisto de colectores dobles de escape y una bomba hidráulica. Después de empezada la guerra se mejoró el equipo de radio y se le proveyó de una radio automática que proporcionaba identificación positiva de los aviones cercanos, aunque no evitó algunos errores trágicos.

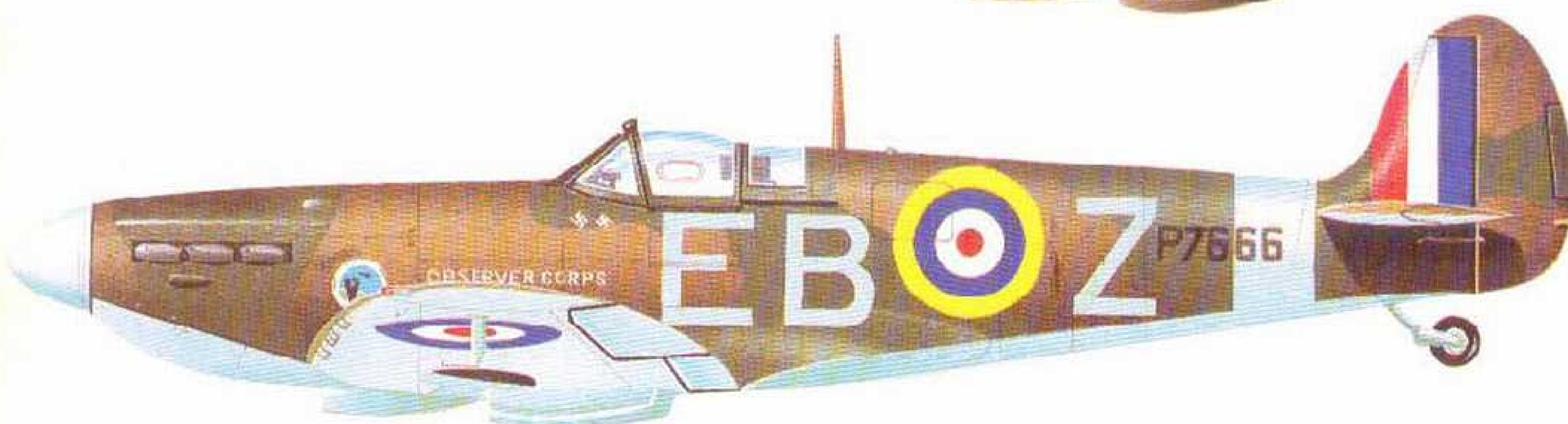
En 1938, Joe Smith, jefe de diseño desde la inesperada muerte de Mitchell, había comenzado un proceso de desarrollo planificado del Spitfire. Uno de los planes mayores era el desarrollo de un ala serie B con dos de las ametralladoras internas de cada ala sustituidas por un cañón Hispano con alimentación por tambor. A principios de 1940 se completó un lote de 30 Mk IB, pero el cañón aún no estaba a punto. El siguiente tipo de ala, el C, sustituía todas las ametralladoras por un formidable armamento de cuatro cañones en parejas. Este tipo fue relativamente raro.



El piloto de pruebas «Mutt» Summers carretea el prototipo del Supermarine Spitfire (K5054) en su inmaculado acabado azul cielo. Se aprecian la gruesa hélice bipala y los tubos de escape para cada uno de los seis cilindros de las bancadas a izquierda y derecha del motor.

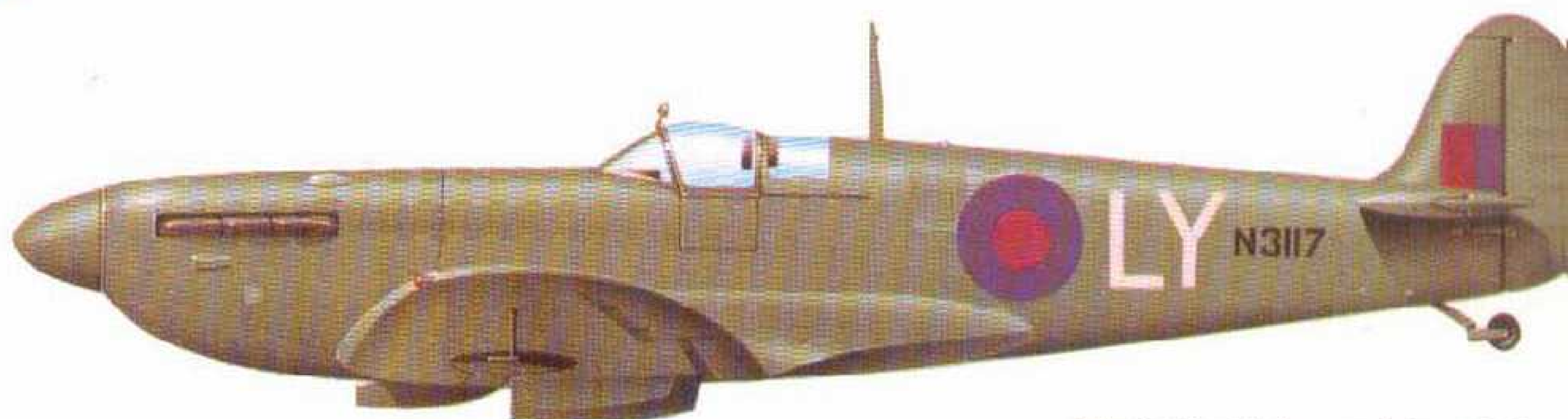
La Força aérea portuguesa, uno de los más viejos aliados de Gran Bretaña, recibió 110 Spitfire en 1943 (92 del tipo VB y 18 Mk I). Este Mk I, asignado a la Esquadrilha XZ, sirvió en un Grupo de Caça hasta 1948 (los Mk VB sirvieron hasta 1952).



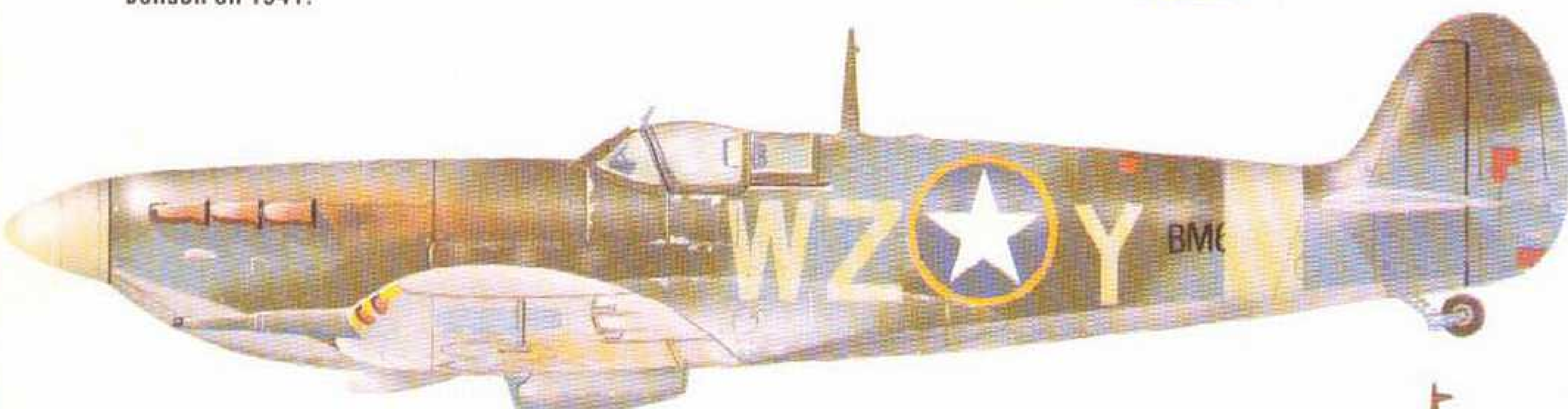


El P7666, un Spitfire IIA fabricado en la factoría fantasma de Castle Bromwich, fue el aparato personal del comandante Den Finlay, un campeón olímpico de carreras de vallas en la preguerra que en 1940 ostentó el mando del 41.° Squadron, basado en Hornchurch.

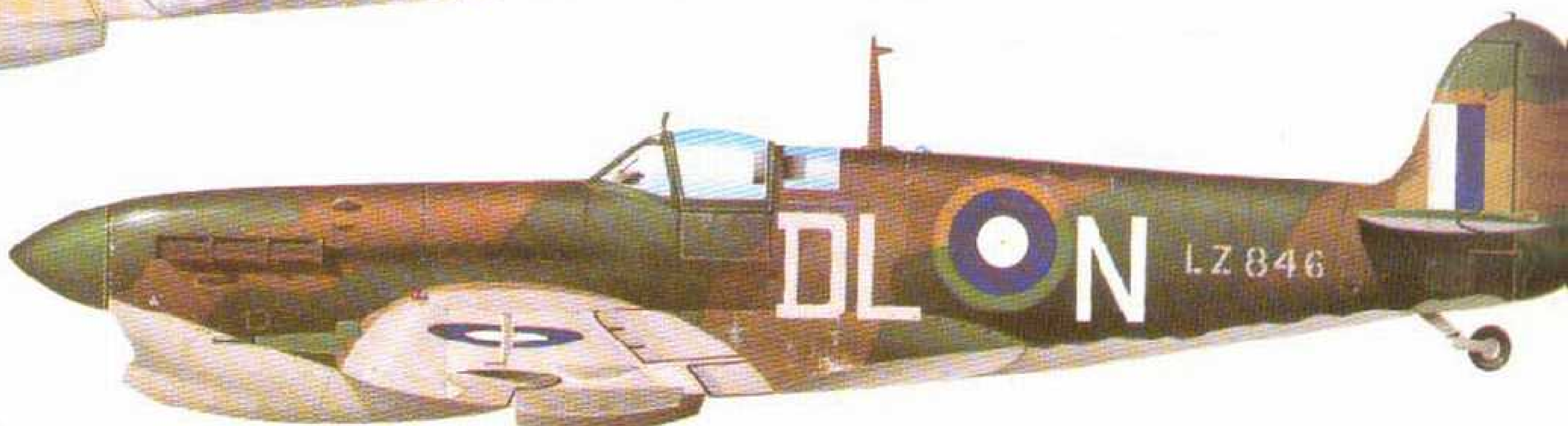
Uno de los Spitfire más raros e interesantes es este viejo Mk I, del segundo lote de producción encargado a Supermarine en 1937 y entregado justo después del comienzo de las hostilidades. Fue convertido en un PR (reconocimiento fotográfico) del tipo C, uno de los primeros aparatos de estas características asignado a la base de Benson en 1941.



Este Spitfire VB fue uno de los más de 600 entregados a la USAF como compensación a la Ley de préstamo y arriendo. Avión de entrenamiento con el 78.° Group de caza, operó en 1942 con el 4.° Group, formado por cuatro Eagle Squadrons de la RAF y basado en Debden, Essex.



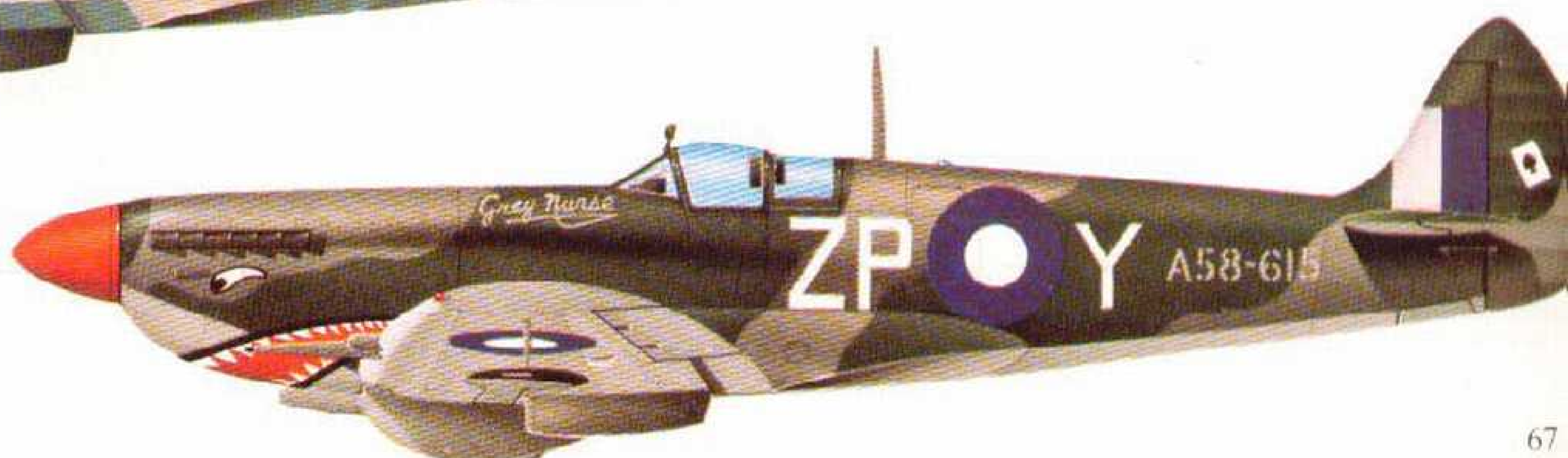
El 91.° Squadron de la RAF, que utilizó el Spitfire a lo largo de toda la II Guerra Mundial y fue la única unidad que empleó en operaciones el Mk 21, se sirvió del Mk VC con filtro tropical en el Mediterráneo, en 1943. Este Mk VC fue fabricado en Castle Bromwich; la resistencia al avance proporcionada por el filtro, lo convirtió en el más lento de la serie.



Una de las pocas unidades operativas que usó el F VII de alas puntiagudas para gran altitud, el 131.° Squadron de la RAF, empleó antes los Mk I, II, V y IX. El presurizado F VII fue pintado según el modelo para grandes altitudes, en gris, con el azul de las unidades de fotorreconocimiento. Aquí lo vemos con las «bandas de invasión».



Sin duda el más elegante de todos los Spitfire que volaron o combatieron, el Mk VIII entró tarde en la guerra a causa de la larga producción del Mk IX «interino». Este Mk VIII perteneció al comandante Glenn Cooper, jefe del 457.° Squadron de las Fuerzas aéreas australianas basado en Darwin, y desde diciembre 1944, en Morotai, Molucas.

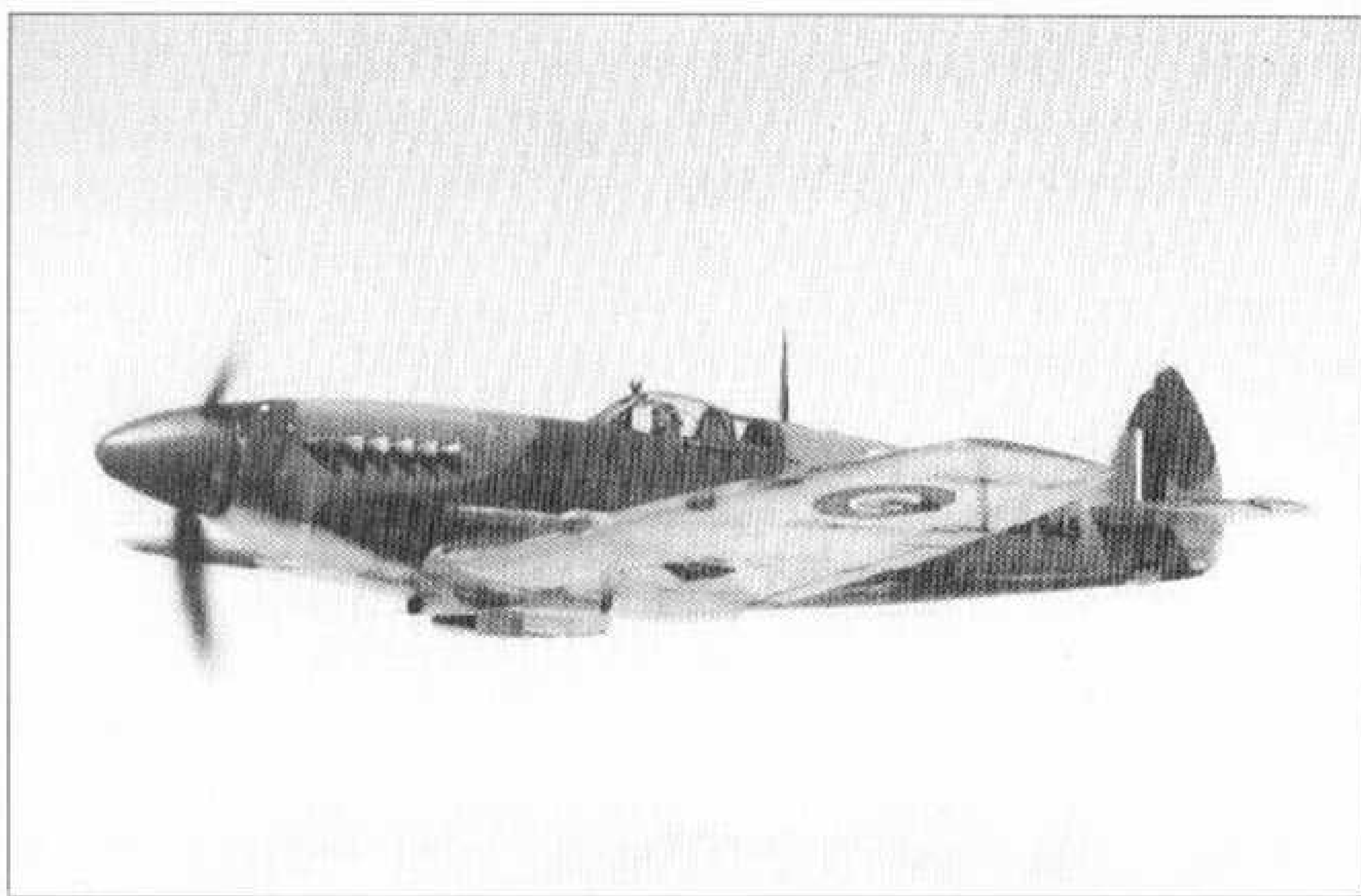


Hacia 1941 se habían producido algunas versiones experimentales o especiales, incluyendo el Speed Spitfire, con el que se quería batir el récord de velocidad; dos hidroaviones; un ejemplar con piezas de plástico para ahorrar materiales escasos; un Mk III reforzado, y dos Mk IV con un motor Griffon de mayor tamaño y hélice cuatripala. La producción, sin embargo, se limitó al Mk I y al Mk II, casi idénticos, que se fabricaban en una «factoría fantasma» en Castle Bromwich, cerca de Birmingham. El siguiente modelo de mayor producción, el Mk V, no fue muy diferente. Tenía un fuselaje reforzado como el del Mk III, un motor Merlin más potente con una hélice tripala de palas más anchas, previsión para alas A,B, o C, soportes bajo el fuselaje para un depósito lanzable de 136 l (eventualmente se podía montar un depósito bastante mayor) o una bomba de hasta 227 kg. El modelo más corriente fue el Mk VB con dos cañones y cuatro ametralladoras, pero al final de la producción Mk V, la combinación C de cuatro cañones era la más usual. Los aviones destinados al frente del Mediterráneo llevaban bajo el morro un filtro de polvo y arena que echó a perder la estética y las prestaciones. Los aviones destinados a operar principalmente a baja cota tenían las puntas de las alas desmontadas. Los «Spits de alas recortadas» necesitaban algo más de carrera de despegue y aterrizaje y sus prestaciones a alta cota eran inferiores, pero a bajo nivel eran bastante más rápidos e incluso más ágiles. La manejabilidad en el Mk V fue en todo caso mejorada por el uso de aluminio en lugar de tela para recubrir los alerones. Se construyeron no menos de 6 479 Spitfire V, más que de cualquier otra variante.

Foto-reconocimiento

Una pequeña proporción de MkV (229) fueron equipados para el reconocimiento fotográfico y se denominaron PR.IV. Las versiones PR reemplazaron las armas por depósitos extra de 302 l en el borde de ataque alar. Se habían instalado dos cámaras fotográficas en la trasera del fuselaje, que tomaban fotografías a cada lado de la trayectoria del avión, con un pequeño ángulo muerto en el centro. El piloto disponía de oxígeno extra, y el motor, de un mayor suministro de aceite.

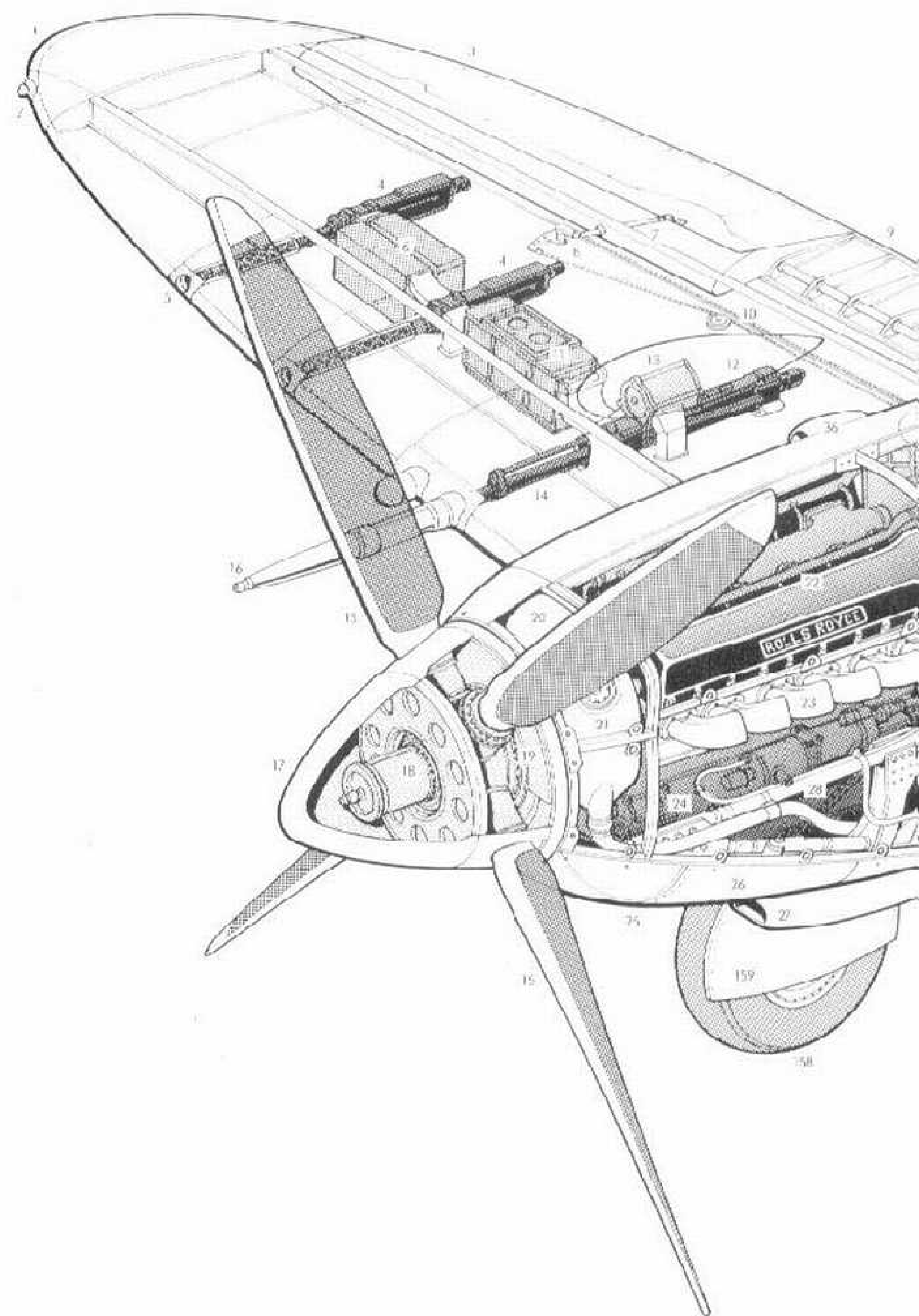
El Mk VI fue la primera versión de interceptación a gran altura, con cabina presurizada y puntas de ala alargadas que incrementaban la envergadura a 12,24 m. La necesidad de tales aviones era evidente en 1941 para interceptar a los Ju-86P y Ju-86R, que realizaban incursiones a gran altura; hubo que resolver para ello algunos difíciles problemas como el frío intenso, que helaba el parabrisas y atascaba los cañones. Un avance muy importante para el régimen a gran altura fue proporcionado por Rolls Royce con los motores Merlin serie 60, provistos de dos sobrecompresores en serie, con un refrigerador intermedio para reducir la temperatura del aire e incrementar aún más su densidad. A una altura de 9 000 m estos motores doblaban la potencia de los anteriores Merlin, y cuando fueron instalados en el Spitfire, dieron a este una aparien-

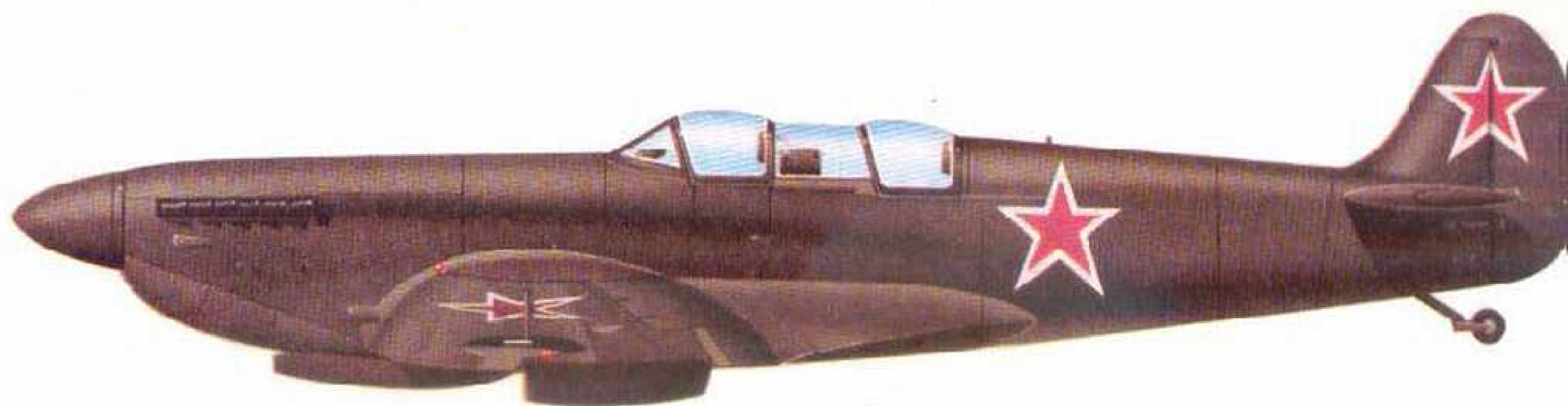


El prototipo del Spitfire XII muestra sus resolutivas líneas. Todos los Mk XII tenían alas recortadas que se adecuaban al papel de intercepción a baja cota; fue además el primer Spitfire de producción que contó con el voluminoso motor Rolls-Royce Griffon, alojado en un morro alargado.

Corte esquemático del Supermarine Spitfire Mk IX

1 Punta ala estribor
2 Luz navegación
3 Alerón estribor
4 Ametralladoras Browning 7,7 mm
5 Troneras ametralladoras (parcheadas)
6 Tolvas munición (350 disparos por arma)
7 Varilla control alerón
8 Bisagra manivela control
9 Flap de intradós estribor
10 Cables control alerón
11 Tolva munición cañón (120 disparos)
12 Cañón Hispano 20 mm
13 Tambor munición
14 Tubo del cañón
15 Hélice cuatripala Rotol de velocidad constante
16 Carenado tubo del cañón
17 Cono hélice
18 Mecanismo control de paso hélice
19 Mampara posterior blindada cono hélice
20 Depósito principal sistema refrigeración
21 Tapón llenado refrigerante
22 Motor Rolls-Royce Merlin 61 de 12 cilindros en «V» y refrigerado por líquido
23 Tubos de escape
24 Montaje delantero motor
25 Cubierta inferior motor
26 Depósito aceite integral con cubierta, capacidad 25,5 l
27 Extensión conducto entrada aire al carburador
28 Largueros soporte motor
29 Miembro principal montaje motor
30 Filtro aceite
31 Sobrecompresor dos etapas
32 Soporte fijación motor
33 Supresor
34 Accesorios motor
35 Refrigerador intermedio
36 Cavidad entrada aire al compresor
37 Depósito hidráulico
38 Filtro sistema hidráulico
39 Mamparo blindado cortafuegos/tabique depósito combustible
40 Tapón llenado combustible
41 Depósito principal superior combustible, capacidad 218 l
42 Dorso panel instrumentos
43 Montaje del compás
44 Largueros sujeción depósito combustible
45 Depósito principal inferior combustible, capacidad 168 l
46 Barra pedales control timón dirección
47 Mamparo inclinado depósito combustible
48 Llave de paso combustible
49 Porta mapas
50 Manivela control compensación
51 Palanca gases motor y control paso hélice
52 Asidero barra control
53 Caja mandos radio
54 Parabrisas blindado
55 Mira reflectora
56 Espejo retrovisor
57 Estructuras cubierta
58 Paneles laterales parabrisas
59 Cubierta deslizante
60 Apoyacabezas
61 Placa blindada para cabeza piloto
62 Correajes de seguridad
63 Asiento piloto
64 Puerta lateral acceso
65 Blindaje dorsal
66 Estructura soporte asiento
67 Botellas aire sistema neumático
68 Larguero principal fuselaje
69 Depósito auxiliar opcional para vuelos de largo alcance, capacidad 132 l
70 Rail deslizamiento cubierta
71 Regulador de voltaje
72 Cristal trasero cabina
73 Equipo de radio identificación
74 Mástil antena HF
75 Cable conexión antena
76 Radio transmisor-receptor
77 Puerta acceso al compartimiento radio
78 Luz dorsal identificación
79 Formeros sección trasera fuselaje
80 Placas revestimiento fuselaje
81 Botella oxígeno
82 Lanzador cartuchos señales
83 Antena identificación
84 Empenaje estribor
85 Timón profundidad estribor
86 Larguero frontal deriva (extensión formero fuselaje)
87 Estructura deriva
88 Antena cable HF
89 Masa balance timón dirección
90 Estructura timón dirección





Gran número de Spitfire fueron enviados a la Unión Soviética durante la II Guerra Mundial; de ellos, 1 188 Mk IX. Este ejemplar fue objeto de una interesante conversión local: fue desprovisto de armamento y se añadió un segundo puesto para el instructor detrás del primero.



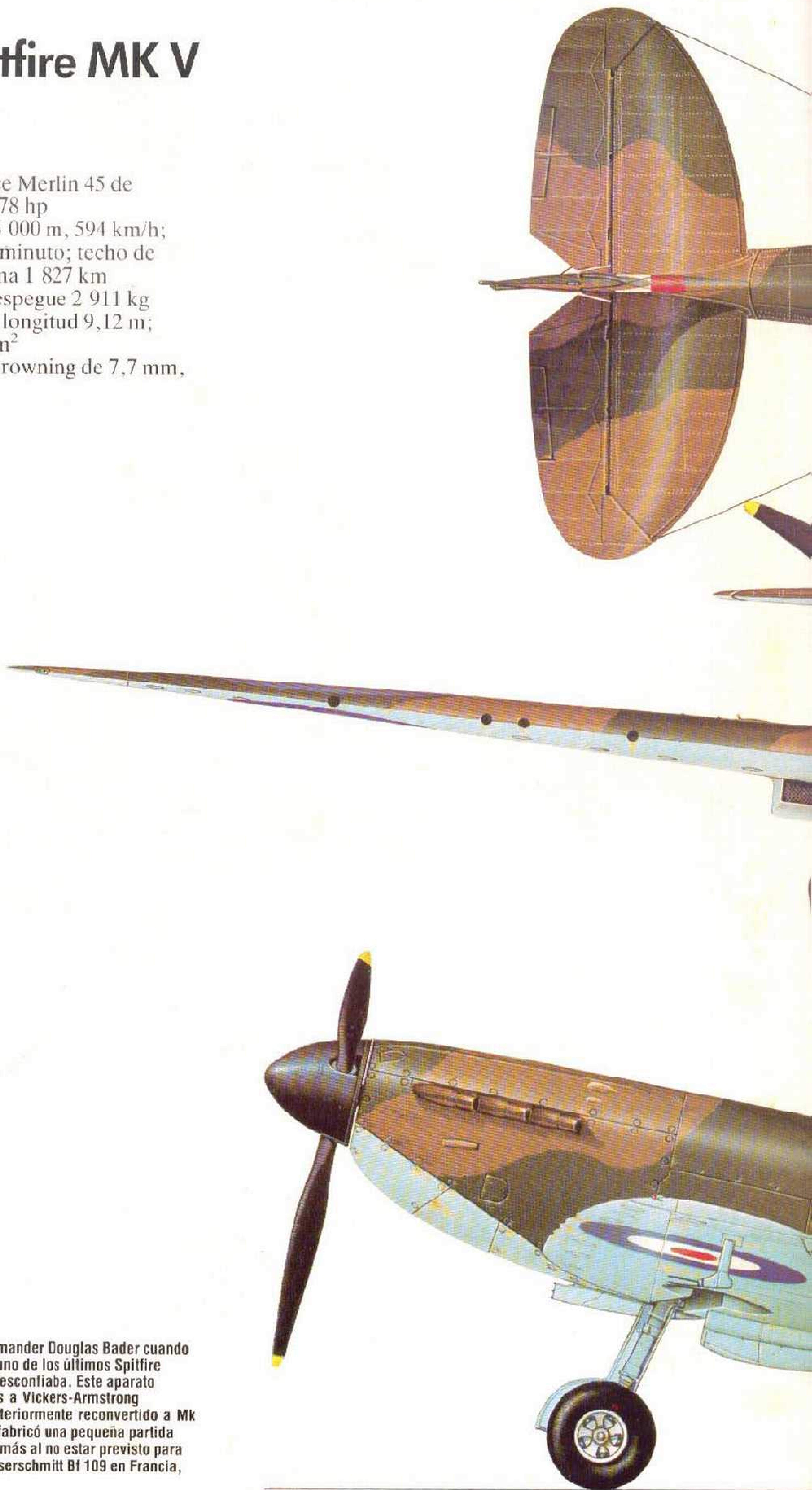
Aunque fue concebido como variante-puente para utilizar la serie 60 de motores Merlin lo más rápidamente posible, el Mk IX continuó en producción hasta los 5 665 ejemplares. Este F.IX sirvió con el 402° Sqn. de la RAF.

91 Codaste
92 Compensador timón dirección
93 Actuador compensador
94 Luz de cola navegación
95 Compensador timón profundidad
96 Estructura timón profundidad, revestida en tela
97 Balancín timón profundidad
98 Antena cable identificador
99 Estructura empenaje
100 Charnela control timón profundidad
101 Barra control timón
102 Larguero empenaje/Unión estructura fuselaje
103 Cuaderna doble fuselaje
104 Rueda trasera orientable
105 Montante rueda cola
106 Palanca control timón
107 Junta de cuaderna inclinada del conjunto cola
108 Amortiguador montante rueda cola
109 Batería
110 Cables accionamiento mandos
111 Larguero inferior fuselaje
112 Rivete borde fuga de raíz ala
113 Toma de tierra sistema eléctrico y radio
114 Flaps de intradós
115 Larguero trasero ala
116 Accionador persiana radiador
117 Cables de mando alerón
118 Conductos aire caliente cañón
119 Martinete hidráulico flap
120 Martinete sincronización flap
121 Flap intradós babor
122 Palanca acodada control alerón
123 Barra control alerón
124 Estructura alerón babor
125 Estructura punta ala
126 Luz navegación babor
127 Estructura reticular ala
128 Larguero frontal
129 Ametralladora Browning 7,7 mm
130 Tolvas munición
131 Bocachas apagallamas ametralladoras
132 Troneras ametralladoras (parcheadas)
133 Estructura reticular borde de ataque
134 Blindaje tolva munición
135 Tolva munición cañón, 120 disparos
136 Cañón Hispano 20 mm
137 Tambor alimentación cañón
138 Carenado alar cañón
139 Tubo del cañón
140 Carenado boca de fuego
141 Muelle de retroceso
142 Estructura reticular borde de ataque
143 Alojamiento tren aterrizaje principal
144 Radiador aceite
145 Radiador refrigerante
146 Martinete hidráulico tren aterrizaje principal
147 Articulación retracción
148 Larguero alar/junta unión fuselaje
149 Tuberías aceite radiador
150 Fijación pata pivotante tren aterrizaje
151 Fotoametralladora
152 Cámara de babor
153 Depósito lanzable, capacidad 136, 205 ó 409 l
154 Amortiguador tren aterrizaje
155 Torsor articulado
156 Rueda babor
157 Compuerta carenado tren aterrizaje
158 Rueda estribor
159 Compuerta carenado tren aterrizaje estribor

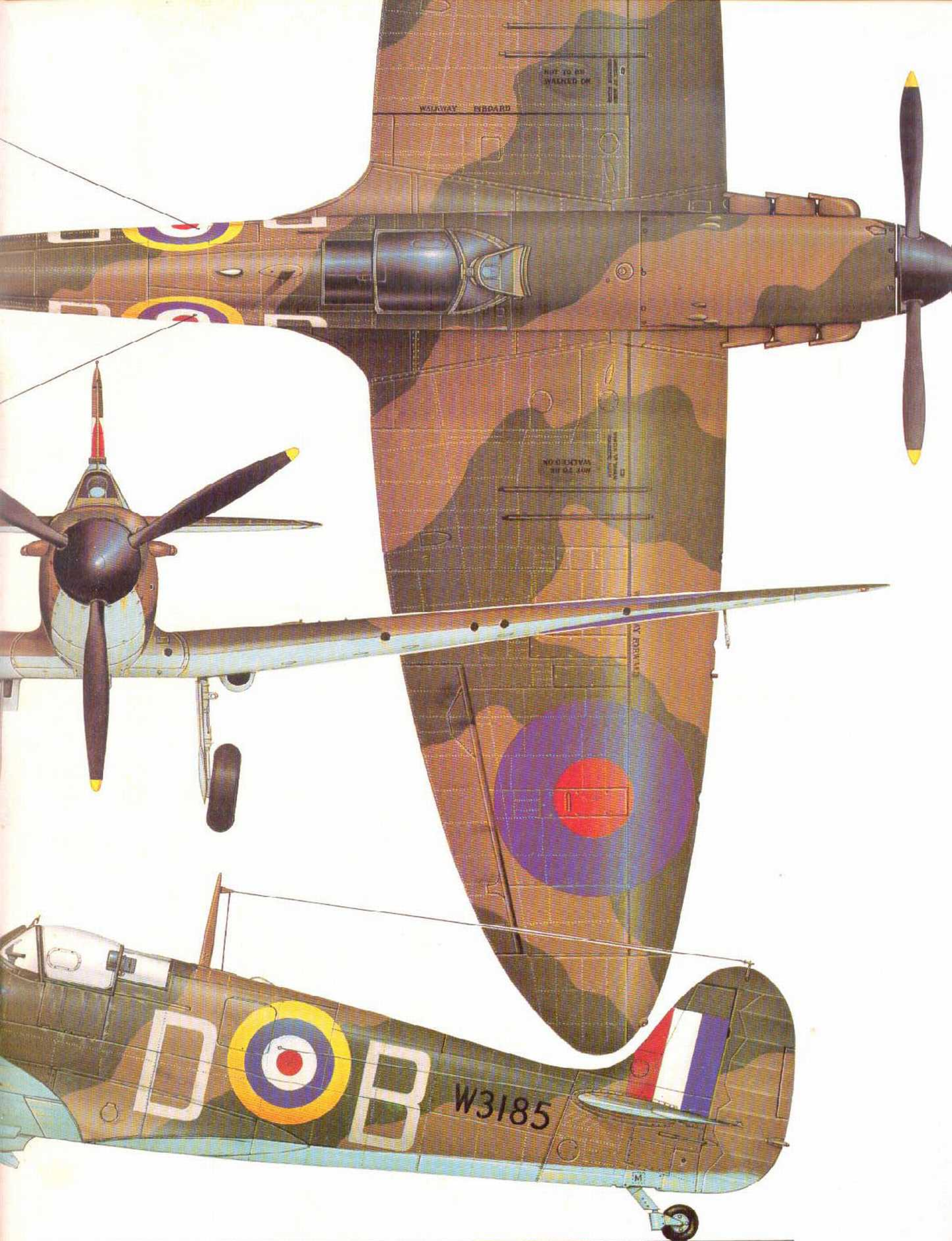
Supermarine Spitfire MK V

Especificaciones técnicas

Tipo: caza interceptor monoplaza
Planta motriz: un motor Rolls-Royce Merlin 45 de cilindros en V y una potencia de 1 478 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 6 000 m, 594 km/h; velocidad de ascensión 1 445 m por minuto; techo de servicio 11 125 m; autonomía máxima 1 827 km
Pesos: vacío 2 267 kg; máximo en despegue 2 911 kg
Dimensiones: envergadura 11,23 m; longitud 9,12 m; altura 3,02 m; superficie alar 22,48 m^2
Armamento: ocho ametralladoras Browning de 7,7 mm, con 350 disparos cada una



Este Mk VA, que fue el avión personal del Wing Commander Douglas Bader cuando mandaba el Ala Tangmere a principios de 1941, fue uno de los últimos Spitfire fabricados sin armamento de cañón, del que Bader desconfiaba. Este aparato formaba parte de una serie de 450 Mk I encargados a Vickers-Armstrong (Supermarine) el 22 marzo 1940. El pedido fue posteriormente reconvertido a Mk V: la mayoría fueron Spitfire VB, aunque también se fabricó una pequeña partida de VA. Bader volaba en este avión, diferente a los demás al no estar previsto para ir armado con bombas, cuando colisionó con un Messerschmitt Bf 109 en Francia, y fue hecho prisionero el 7 agosto 1941.


WALKWAY INBOARD
NOT TO BE WALKED ON
D
B
W3185



El prototipo del Spitfire 21 en vuelo. Fue la última variante que entró en servicio durante la II Guerra Mundial, propulsada por un Griffon 61 ó 64 con hélice Rotol de cinco palas (algunos ejemplares, con Griffon 85 y hélices contrarrotatorias de seis palas). El armamento estándar lo constituían cuatro cañones Hispano de 20 mm.

cia diferente: morro más largo, seis escapes en lugar de tres a cada lado, hélice cuatripala y radiadores simétricos, al unirse al radiador de aceite otro radiador extra de líquido en el lado izquierdo. En combate ninguna de estas diferencias era exteriormente visible, por lo que en 1942 el formidable Spitfire Mk IX fue una desagradable sorpresa que eliminó la ventaja de que había gozado anteriormente el Focke Wulf Fw 190.

El definitivo Spitfire VIII

El Mk IX era simplemente un Mk V con el nuevo motor; de hecho sólo tenía modificaciones de urgencia para adaptar el Merlin 61 (más tarde el 63, 66 ó 70) rápidamente. El modelo definitivo fue el Mk VIII, un avión mucho mejor; sin embargo el Mk IX continuó en producción hasta el sorprendente total de 5 665, y todavía se continuaba fabricando en 1945. Existieron múltiples variantes, con alas LF (9,88 m), F (la normal de 11,23 m) y HF (12,24 m), con los tres modelos de armamento ya mencionados, y con un ala E con dos cañones y dos ametralladoras de 12,7 mm y carga de hasta 454 kg de bombas. Incluso cuando se construyeron Spitfire con motores Packard V-1650 (Merlin 266) fabricados en América, no fueron del tipo Mk VIII sino células modificadas especiales Mk IX, siendo denominado el resultado Mk XVI. Cantidades importantes de LF. XVIE con armamento E y las alas recortadas fueron utilizados por la 2.ª Fuerza aérea táctica en 1945. Sólo se produjeron relativamente pocos ejemplares del bello Mk VIII (en opinión de muchos pilotos, el más bonito de todos los Spitfire en vuelo) y del Mk VII. Este último fue una combinación de un motor Merlin de dos etapas, con la cabina presurizada del Mk VI con cubierta sellada de doble capa, y un ala modificada del tipo C con alerones de longitud reducida. Algunos Mk VII tenían un timón más ancho y puntiagudo, que sería más tarde estándar en los aviones con motor Merlin serie 60, y algún otro refinamiento como la rueda de cola replegable. Todas estas características estaban también presentes en el Mk VIII que, además, incorporó un filtro tropical mejor diseñado, al ser destinados la mayoría de los de este tipo a teatros de operaciones de ultramar, entre ellos el Pacífico. El último de los Spitfire con motor Merlin, el Mk XI o PR XI, fue el más importante avión de reconocimiento aliado en el teatro europeo, siendo utilizado por la RAF y la USAF en solitarias y desarmadas salidas desde Gran Bretaña hasta objetivos tan distantes como Berlín. Muchos poseían el timón puntiagudo y todos la rueda de cola replegable, pero el rasgo distintivo de esta versión desarmada fue el buche bajo el motor, como resultado del enorme depósito de aceite necesario para misiones tan largas.

Aparte del Mk IV original, el primer Spitfire con un motor Griffon fue el Mk XII. El mayor tamaño del motor ocasionaba un morro más largo, con abultamientos en el capó para acomodar las cabezas de los bloques de los cilindros. El Mk XII fue un interceptador a baja cota realizado con prisas para detener las incursiones relámpago de los cazabombarderos FW 190, y era capaz de alcanzar los 563 km/h al nivel del mar, comparados con los 502 km/h del Mk IX. Una serie de 100, en dos versiones, fue suministrada a dos Squadrons de defensa del territorio en 1942. Se diferenciaban de los anteriores Spitfire, entre otras causas, por su acusada tendencia a deslizarse violentamente a la derecha en los despegues (los otros lo hacían suavemente hacia la izquierda), debido al giro en dirección contraria de la hélice. Todos tenían las alas recortadas, y algunos, rueda trasera escamoteable.

Motores más potentes

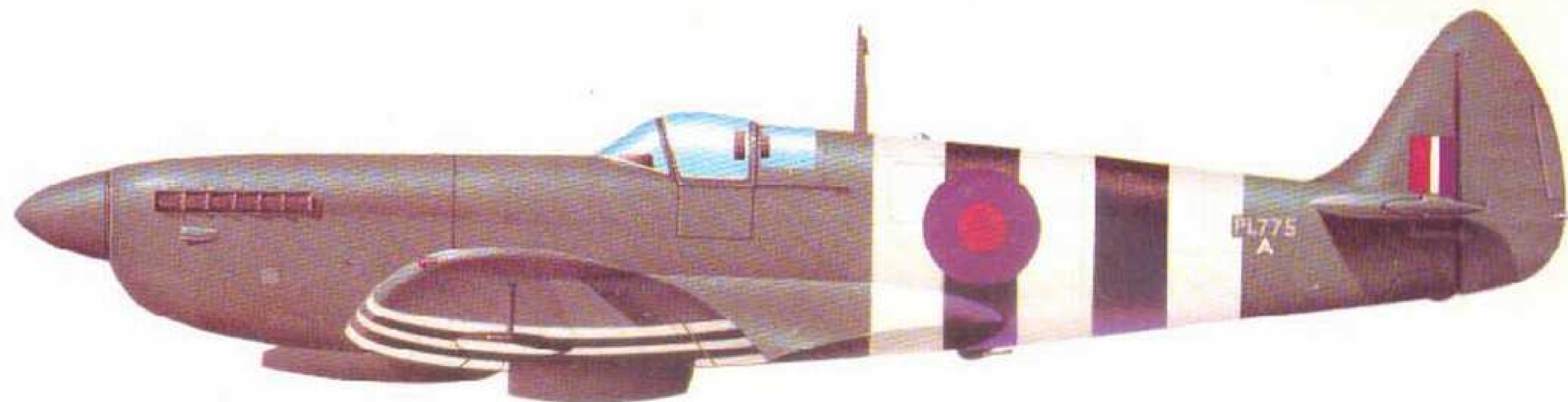
Rolls Royce adaptó el sobrecompresor de dos etapas al poderoso Griffon; el resultado, los motores serie 65, doblaba en potencia a los Merlin originales, a cualquier altura. El Spitfire hubo de ser alargado 0,91 m, y se le añadieron dos abultados radiadores. Este potente motor fue utilizado inicialmente en el Mk XIV, un avión sobresaliente en todos los aspectos. En tierra podía distinguírselo, aparte de por su gruesa proa, por su hélice de cinco palas. La estabilidad se resintió, por lo que le fue instalada una deriva más ancha. De nuevo hubo problemas de estabilidad direccional en las versiones F (caza) y FR (caza/reconocimiento con cámara en la parte trasera del fuselaje), que adoptaron un fuselaje rebajado y una bella cabina de burbuja que proporcionaba campo de visión completo hacia atrás.

El Mk XIV fue el más importante Spitfire en el año final de la II Guerra Mundial. A él se unió una pequeña cantidad de la versión definitiva Mk XVIII, pero la saga Mk VIII/IX se repitió de nuevo y sólo se fabricaron unos cuantos XVIII. El último de los Spitfire con el ala básica original fue el PR.XIX, sucesor con motor Griffon de dos etapas del PR.XI y que fue el último Spitfire de la RAF en servicio en Malasia hasta 1954. En la posguerra se utilizaron numerales arábigos para los aviones supervivientes, tales como LF.16, FR.18 y PR.19.

Después de la guerra, tres modelos similares de Spitfire entraron en servicio con una nueva célula, que aprovechaba al máximo la potencia del Griffon de dos etapas y era marcadamente más pesada. El ala, ya no elíptica, era incluso más resistente que antes, y transportaba cuatro cañones, combustible extra y tren de aterrizaje reforzado cubierto por compuertas en el ala cuando se retraía. La ancha deriva tenía timón con revestimiento en metal, y los timones de profundidad fueron totalmente rediseñados. El primero de la nueva familia fue el F-21, en producción desde setiembre 1944; algunos ya llevaba el Griffon 85 con hélice contrarrotatoria de seis



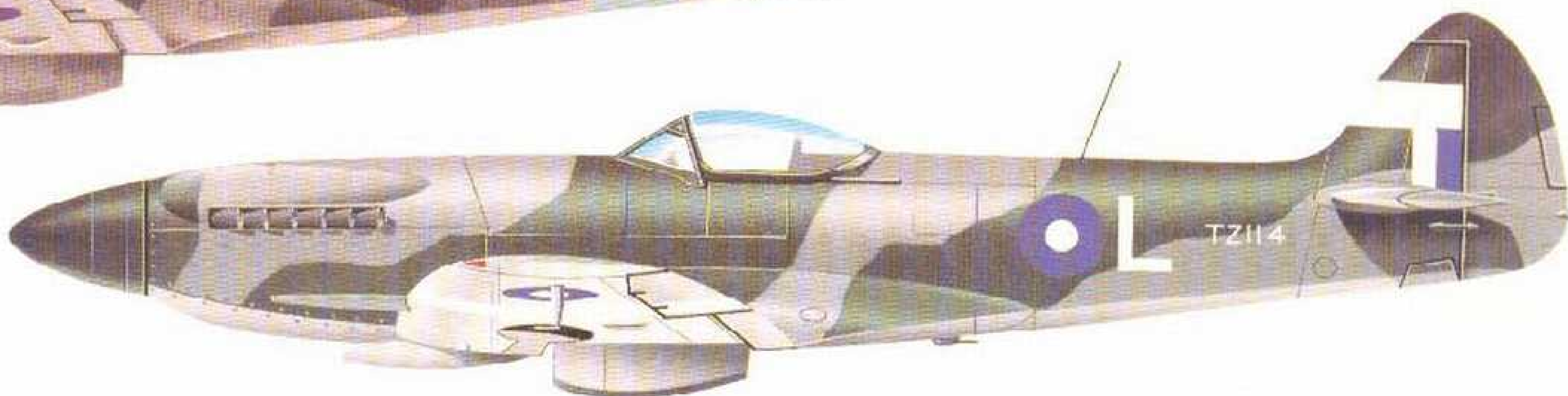
La dotación de cubierta empuja un Seafire IIC sobre la pista de vuelo de un portaviones de la Marina Real británica en 1943. A popa un Fairey Albacore con las alas plegadas. El Seafire IIC, primera versión construida —y no convertida a partir del Spitfire VC—, carecía de alas plegables (Fox Photos).



La versión estándar de reconocimiento fotográfico desarmado del Spitfire durante la segunda mitad de la guerra, el Mk XI (aquí representada por este ejemplar del 541.° Sqn. con base en Benson en 1944) se distinguía fácilmente por el buche de proa, que albergaba un depósito de aceite para misiones de largo alcance como las de ida y vuelta a Berlín, y por carecer del panel antibalas del parabrisas.



El primero de los aviones de la nueva generación con motor Griffon de doble etapa y hélice de cinco palas, el impresionante Mk XIV, fue uno de los pocos tipos capaces de interceptar las bombas volantes V-1. Este E XIV fue utilizado en misiones «anti-Diver» por el subteniente R.A. Newbury, jefe del 610.° Sqn., con base en Lympne, Kent.



El TZ114 fue uno de los últimos Spitfire de la guerra, construido como un FR.XIV en los talleres Supermarine con cabina de burbuja y fuselaje rebajado. Después de la guerra fue asignado a la Fuerza aérea india, donde sirvió con el 6.° Sqn. La cámara de reconocimiento (ver FR. XVIII) se dejó de instalar.

palas. El F-22 introducía una cubierta de burbuja y sistemas eléctricos de 24 voltios, como su antecesor; los F-22 posteriores tenían un empenaje de mayor envergadura y la nueva deriva del Spiteful, más un depósito de combustible en la trasera del fuselaje cuyo uso fue prohibido por razones de inestabilidad direccional. La última versión, el F-24, tenía un depósito similar, ya utilizable, y cambios menores tales como lanzacohetes y sistema de disparo eléctrico. El último Spitfire producido de un total de 20 334, un modelo F-24, se entregó en febrero 1948.

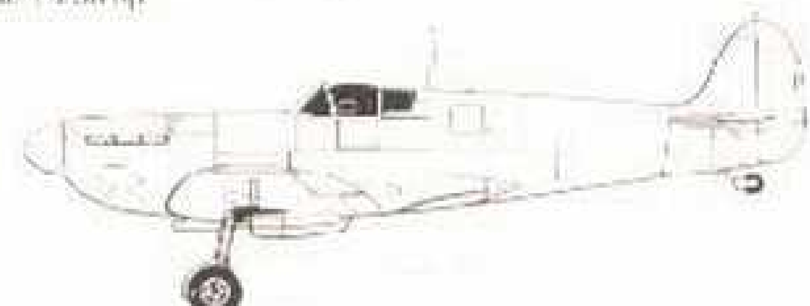
Para cumplimentar un requerimiento urgente del Arma aérea de la Flota en 1941 para un caza moderno embarcado, el Air Service Training produjo un Spitfire VB navalizado, denominado Seafire IB. Por entonces la Flota tenía también algunos Seafire anteriores, producidos por conversión de Spitfires ya fabricados. El Seafire clave durante la guerra, el MK III, era un Mk VC navalizado, con un motor Merlin 32 ó 55 que proporcionaba gran potencia a baja cota a través de una hélice cuatripala, y con alas plegables normalmente; Westland (que construyó bastantes Spitfire) y Curliffe-Owen se repartieron la producción. El Grifon de una etapa movió el Seafire XV, una máquina bastante más mortífera, y al equilibrado Mk XVII con cabina de burbuja. Después de la guerra, el potente Mk-45, 46 ó 47 hizo llegar a la familia Seafire hasta aviones con peso cercano a los 6 000 kg, capaces de impresionantes prestaciones demostradas durante la guerra de Corea. La producción del Seafire alcanzó los 2 556 ejemplares, sin incluir conversiones de otros modelos.

Variantes del Spitfire

Spitfire I: modelo original de producción con motor Merlin II de 1 030 hp, 8 ametralladoras Browning 7,7 mm o (Mk IB) 2 cañones 20 mm y 4 ametralladoras (1 566 producidos)



Spitfire II: 1 prototipo experimental con motor Merlin XX de 1 280 hp



Spitfire II: fabricados en Castle Bromwich con pequeños cambios y Merlin XII de 1 175 hp (750 IIA y 170 IIB)



Spitfire IV: 1 prototipo Griffon; misma designación utilizada para versión PR del Mk V (229)
Spitfire V: fuselaje reforzado para Merlin 45 de 1 440 hp o Merlin 50 de 1 470 hp; depósito lanzable y soportes para bombas; envergaduras F o LF, armamento A, B o C (94 Mk VA, 3 923 Mk VB y 2 447 Mk VC)



Spitfire VI: interceptador de alta cota con Merlin 47 de 1 415 hp, cabina presurizada y alas HF puntiagudas de 12,24 m (100)



Spitfire VII: interceptador de alta cota con Merlin 61, 64 o 71 de dos etapas, cabina presurizada, rueda de cola escamoteable, a veces con deriva ancha y puntiaguda (140)



Spitfire VIII: caza definitivo con motor Merlin 61, 63, 66 o 70 de dos etapas; sin presurizar, alas LF, F o HF (1 658)



Spitfire IX: tipo provisional unión de Merlin 61, 63, 66 o 70 con célula Mk V, alas LF, F o HF, armamento B, C o E (5 665)



Spitfire X: versión presurizada del PR XI; Merlin 77, un ejemplar con ala HI (16)
Spitfire XI: avión de reconocimiento desarmado; Merlin 61, 63 o 70 (471)
Spitfire XII: interceptador a baja cota; Griffon II o IV de 1 735 hp; alas LF; armamento B (100)



Spitfire XIII: avión PR a baja cota basado en Mk V con motor Merlin 32 (hélice tripala DH); 4 ametralladoras 7,7 mm (16)
Spitfire XIV: motor Griffon de dos etapas 65, 66 de 2 050 hp, hélice de cinco palas y fuselaje rediseñado con radiadores simétricos, deriva ancha y a veces cabina de burbuja; envergaduras F o LF; armas C o E (957)



Spitfire XVI: Mk IX con Packard Merlin 266; envergadura F o LF; armamento C o E; muchos con cabina de burbuja (1 054)



Spitfire XVIII: caza definitivo con motor Griffon de dos etapas; envergadura F; armas E; cabina de burbuja y combustible alar extra; FR.XVIII (FR.18 en posguerra) con cámara fotográfica en fuselaje trasero (300)



Spitfire XIX: versión PR desarmada; Griffon dos etapas; muchos presurizados (225)
Spitfire XX: prototipo único reconstruido de un Mk IV y prototipo Mk XII
Spitfire 21: célula rediseñada; Griffon 61 o 64 y hélice cinco palas; cuatro cañones 20 mm (122)



Spitfire 22: cambios menores, algunos con Griffon 85 de 2 375 hp y hélices contrarrotatorias de seis palas (278)



Spitfire 24: cambios menores, cola Spiteful, cañones de tubo corto Mk V (78)
Seafire IB: Spitfire VB navalizado (166)
Seafire IIC: gancho de catapulta y tren de aterrizaje reforzado; Merlin 32, hélice cuatripala (372)
Seafire III: ala plegable; Merlin 55M de 1 585 hp (1220)
Seafire XV: Griffon VI de 1 850 hp y radiadores asimétricos como Spitfire XII; la mayoría con gancho de cola, los últimos de producción con cabina de burbuja (390)
Seafire XVII a 17: como el Seafire XV con cabina de burbuja, algunos con tren reforzado; FR 17 con cámara en lugar del depósito trasero (232)
Seafire 45: célula Spitfire 21 con alas no plegables; Griffon 61 (cinco palas) u 85 (contrarrotatorias) (50)
Seafire 46: como Seafire 45; cabina de burbuja; FR 46 con cámara en trasera fuselaje, posteriormente con cola Spiteful (24)
Seafire 47: alas plegables hidráulicamente; Griffon 87 u 88 de 2 375 hp con hélices contrarrotatorias y toma de aire carburador bajo el buje, mayor capacidad combustible, finales de producción todos FR con cámara (140)

A-Z de la Aviación

Aeronca L-3 Grasshopper

Historia y notas

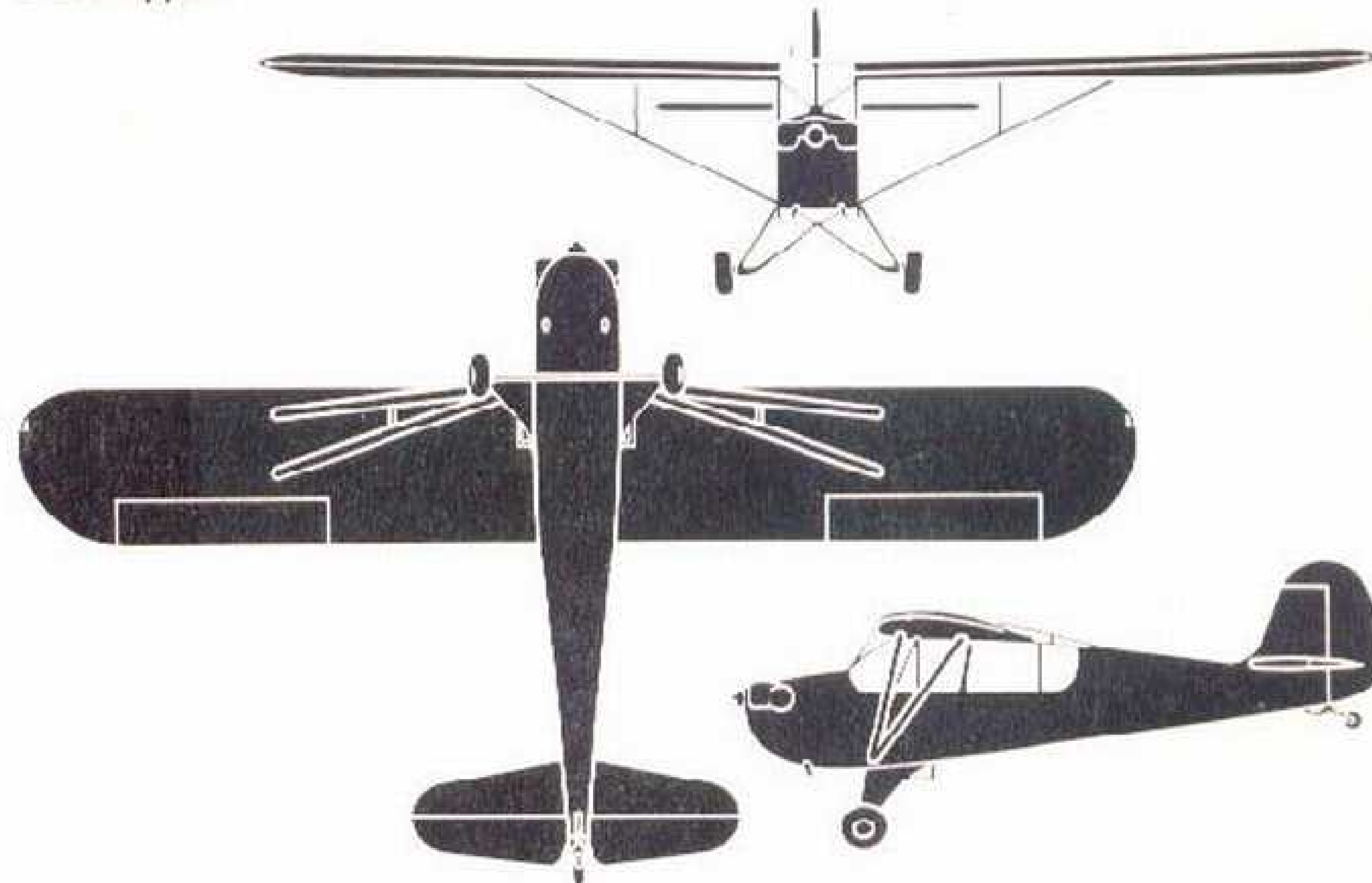
Sólo muy lentamente apreció el Cuerpo aéreo del Ejército de EE UU el valor de los aviones ligeros para misiones de observación y enlace, pero la información que recibieron de Europa a fines de 1940, después de un año de guerra, hizo evidente su utilidad. En consecuencia, en 1941 el Ejército de EE UU comenzó su propia evaluación de aviones de esta categoría, para lo que obtuvo cuatro aviones comerciales ligeros de cada uno de los tres fabricantes establecidos, Aeronca, Piper y Taylorcraft. Poco después encargó más aviones para la plena evaluación operativa, y los utilizó en las maniobras anuales que tuvieron lugar ese mismo año. No se necesitó mucho tiempo para apreciar que los aviones ligeros tenían mucho que ofrecer, tanto para las comunicaciones rápidas como en calidad de apoyo de las tropas en acción.

El nombre de Aeronca Aircraft Corporation fue adoptado en 1941 por la compañía que se había establecido en EE UU con el de Aeronautical Corporation of America. Uno de sus productos de más éxito fue el monoplano **Model 65** de ala alta, que se desarrolló para satisfacer las necesidades comerciales de un biplaza de entrenamiento, en tándem con doble mando y de gran fiabilidad. Los cuatro aviones que se suministraron inicialmente al Ejército se denominaron **YO-56**, y les siguieron 50 **O-58**, 20 **O-58A** y 335 **O-58B** que prestaron servicio en la USAF. El año siguiente, la designación O (Observation) se cambió por la de L (Liaison [Enlace]) y las denominaciones O-58, O-58A y O-58B se convirtieron, respectivamente, en **L-3**, **L-3A** y **L-3B**. Se entregaron 540 aviones más como L-3B y se fabricaron 490 **L-3C** antes de que la producción se cerrara, en 1944. Las denominaciones **L-3D/-3E/-3F/-3G/-EH/-3J** se aplicaron a los Model 65 con variadas instalaciones de plantas motrices, los cuales fueron convertidos para el servicio militar cuando EE UU entró en la II Guerra Mundial.

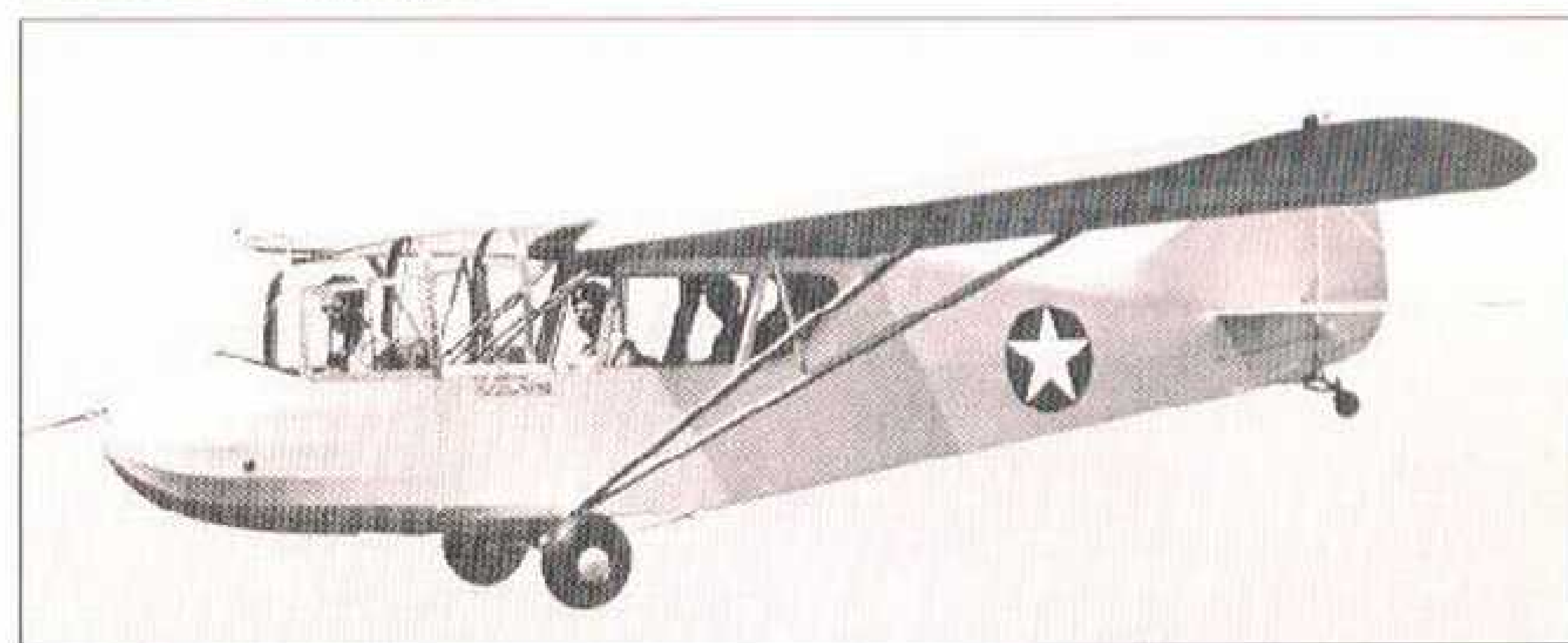
La mayor parte de los L-3 eran muy semejantes, con pequeños cambios en el equipamiento que marcaban la diferencia de uno a otro. A todos era común el fuselaje y la unidad de cola constituidos con tubos de acero soldados y cubiertos de tela, y alas reforzadas por vigas, ligeras costillas de aleación y alerones de marco metálico, todo cubierto de tela. El tren de aterrizaje era del tipo de rueda de cola no replegable, con las unidades principales divididas y la incorporación de oleoamortiguadores en las V laterales.

Con el pedido de un entrenador para pilotos de planeadores, Aeronca desarrolló una versión no motorizada del Model 65. Este conservaba las alas, la unidad de cola y el fuselaje trasero del L-3, pero introducía un nuevo fuselaje frontal que suministraba un tercer asiento delante para un instructor, de modo que los asientos originales en tándem eran utilizados por dos alumnos. Los tres ocupantes tenían controles e instrumentos de vuelo semejantes. Bajo la denominación **TG-5** se entregó un total de 250 de estos planeadores de entrenamiento a la USAF, y como **LNR** se designaron tres entregados a la Marina de EE UU para evaluación. La producción del Aeronca de enlace continuó después de la guerra; se entregaron aviones a la USAF bajo la denominación **L-16**.

El Aeronca Model 65 fue ampliamente utilizado por el Ejército de EE UU como L-3 Grasshopper.



Aeronca L-3 Grasshopper.



Variación sobre el mismo tema: el planeador de entrenamiento TG-5, del que se entregaron 250 ejemplares, fue una derivación del Model 65 (foto Aérospatiale).

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano biplaza ligero de enlace y observación
Planta motriz: un motor Continental O-170 de cuatro cilindros opuestos de 65 hp
Prestaciones: velocidad máxima 140 km/h; velocidad de crucero 74 km/h; techo de servicio, 3 050 m; autonomía 322 km
Pesos: vacío 379 km; máximo en despegue 590 kg
Dimensiones: envergadura 10,67 m; longitud 6,40 m; altura 2,34 m; superficie alar 14,68 m²
Armamento: no hay

Aeronca 7 Champion (serie)

Historia y notas

La serie **Aeronca 7 Champion**, que se desarrolló y se puso en producción no mucho después de terminada la II Guerra Mundial, fue el avión de la compañía del que se construyeron más ejemplares: sobre los 10 000 entre 1946 y 1951. El primero de la serie fue el modelo **7 AC Champion**, que fue una versión desarrollada de la serie Aeronca K. Compartía con éste la configuración general, pero una reducción de la envergadura y un posterior aumento en la cuerda alar le proporcionaron una superficie ligeramente superior. Esto se consideraba deseable a fin de permitir la utilización de mayores cargas en operación de las que hubiera sido posible con la gama de motores de 65 a 90 hp que se podían instalar en su célula.

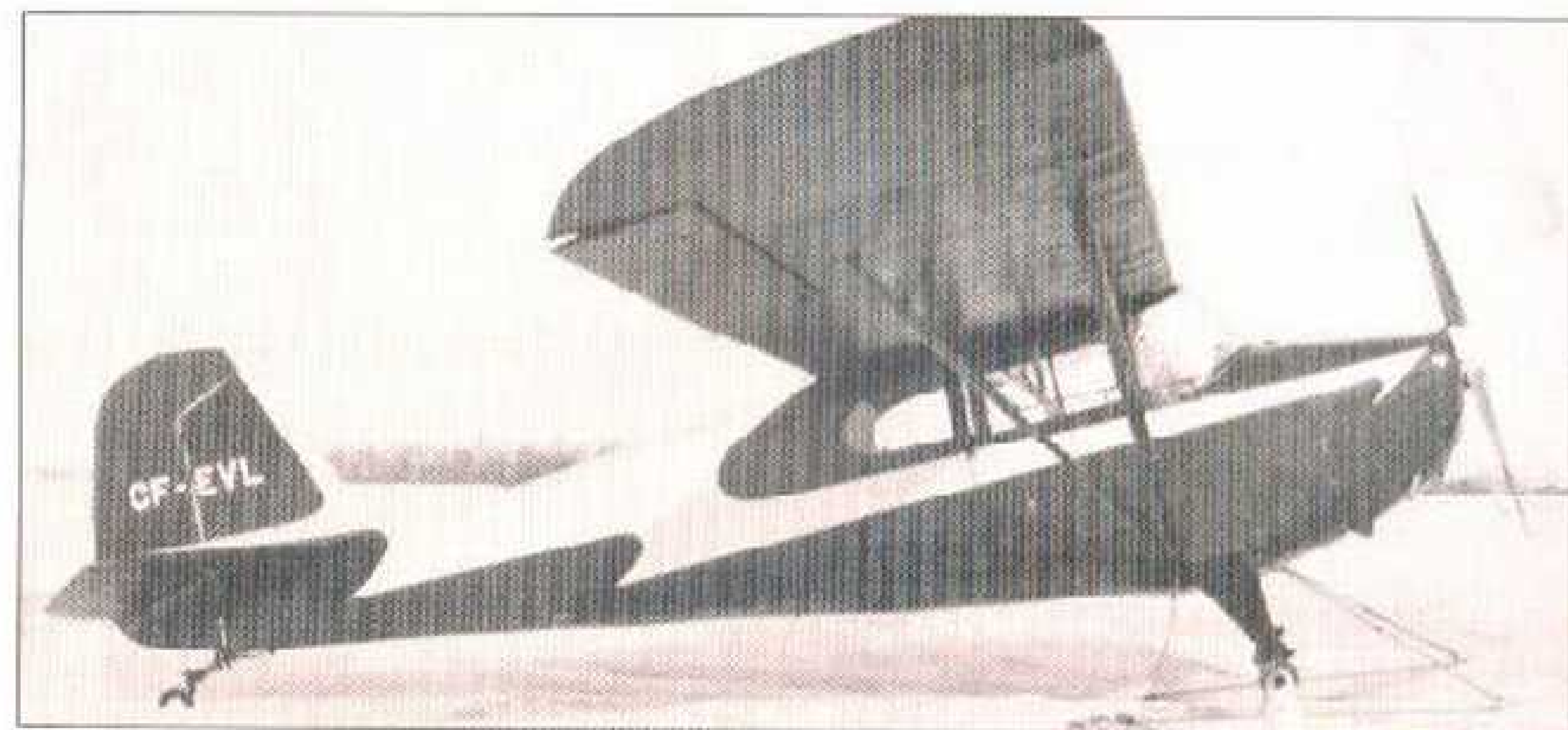
La construcción del ala alta y apuntalada era diferente; si bien era aún compleja, en el sentido de disponer de largueros de sujeción, estaba construida en metal con cubierta textil. El fuselaje, la unidad de cola y el tren de aterrizaje eran en general semejantes a los del avión anterior y, en el caso del modelo 7AC, la planta motriz no tenía más potencia que la versión Super Chief del modelo K. El cambio más importante tuvo lugar en el acomodo de la tripulación, ya que los dos ocupantes de la cabina cerrada iban sentados en tándem.

Variantes

Aeronca 7AC Champion hidroavión: semejante en general a la versión de tierra, salvo en lo concerniente a la provisión de un tren de aterrizaje de dos flotadores; peso vacío 367 kg, y máximo en despegue 599 kg
Aeronca 7BC Champion: versión que se suministró al Ejército de EE UU, que difería del modelo común 7AC en su motor Continental O-190-1 de 85

hp para el L-16A (de los que se construyeron 509) y un motor Continental O-205-1 de 90 hp para el L-16B (del que se construyeron 100). La última variante tenía también un incremento en la superficie de la deriva; velocidad máxima 177 km/h; velocidad de crucero 161 km/h; techo de servicio 4 420 m; autonomía 563 km; peso vacío 404 kg y máximo en despegue 658 kg
Aeronca 7DC Champion: versión semejante al 7AC, dotada de un motor Continental de 85 hp
Aeronca 7EC Champion: la versión final de producción fue construida por Aeronca antes de que la Champion Aircraft Corporation de Osceola, Wisconsin, adquiriera los derechos de fabricación en junio 1964. En general es semejante al modelo 7AC, pero dotado de un motor Continental C90-12 de 4 cilindros, de 90 hp
Aeronca 11AC Chief: variante del modelo 7AC Champion, con fuselaje más ancho que permitía la instalación de dos asientos uno al lado del otro; cubierta modificada para aumentar la visibilidad delantera; conservaba el motor Avco Lycoming O-145 de 65 hp; alcance con combustible auxiliar optativo 676 km; peso vacío 329 kg, peso máximo en despegue 567 kg; envergadura 10,97 m, y superficie alar 10,26 m²
Aeronca 11AC hidroavión: versión con dos flotadores del modelo 11AC Chief; peso vacío 374 kg, y máximo en despegue 512 kg
Aeronca 11CC Super Chief: variante apenas sin cambios del modelo 11AC Chief, pero con la incorporación de superficies de control modificadas

Especificaciones técnicas
Aeronca 7AC Champion
Tipo: monoplano con cabina biplaza
Planta motriz: un motor Avco Lycoming O-145 de cuatro cilindros, de 65 hp
Prestaciones: velocidad máxima 161 km/h; velocidad de crucero 145 km/h; autonomía 435 km
Pesos: vacío 331 kg; máximo en despegue 562 kg
Dimensiones: envergadura 10,67 m; longitud 6,55 m; altura 2,13 m; superficie alar 15,79 m²



La serie Aeronca 7 Champion fue la pionera de un diseño básico que aún sigue en producción a comienzos de la década del ochenta.

Aeronca 15AC Sedan

Historia y notas
Pese a su apariencia muy semejante en general a los ejemplares de producción de la familia del modelo 7 Champion, el **Aeronca 15AC Sedan** era muy diferente de cualquier otro producto de la compañía Aeronca, sobre todo debido a su capacidad para llevar cuatro personas en vez de la configuración biplaza normal, o la monoplaza de las primitivas versiones de la serie C. Su diseño incluía una nueva ala de una sola viga con refuerzos, íntegramente construida de metal, excepto la cubierta de tela de los alerones; el fuselaje alargado daba cabida a cuatro pasajeros, sentados de dos en dos, y la unidad de cola y el tren de aterrizaje eran de estilo y construcción típicos de Aeronca. La planta motriz era por lo general un motor Continental 145-2 de 145 hp, pero algunos ejemplares tenían un Franklin 6A40-165-B3 de 165 hp. Las características y el equipo incluían frenos hidráulicos, asientos delanteros abatibles para facilitar el acceso a los asientos traseros, y un compartimiento para equipaje en la cabina de popa con 54 kg de capacidad; cabina con calefacción y ventilación, y sistema eléctrico completo.

Variante
S15AC Sedan hidroavión: semejante en general al modelo normal 15AC Sedan, salvo que el tren de aterrizaje de ruedas ha sido sustituido por dos flotadores

Especificaciones técnicas
Aeronca 15AC Sedan
Tipo: monoplano con cabina de cuatro plazas
Planta motriz: el motor estándar era un Continental C145-2 de seis cilindros opuestos y 145 hp
Prestaciones: velocidad máxima 208 km/h, velocidad de crucero 183 km/h a altura óptima; techo de servicio 3 780 m; autonomía 724 km
Pesos: vacío 522 kg; máximo en despegue 930 kg
Dimensiones: envergadura 11,34 m; longitud 7,70 m; altura 2,13 m; superficie alar 18,58 m²


Más bien cuatri que biplaza, el Aeronca 15AC Sedan marcó un progreso en los productos de la compañía, e introdujo también un cierto número de mejoras.

Aero Resources J-2

Historia y notas
Mientras trabajaba con la McCulloch Aircraft Corporation, D. K. Jovanovich diseñó un autogiro ligero biplaza, que voló por primera vez en junio 1962. McCulloch empezó a producirlo con la denominación J-2, y obtuvo el certificado de vuelo el 6 mayo 1970. En 1974, Aero Resources Inc., instalada en Gardena, California, aceptó la responsabilidad de continuar con la producción de J-2, pero la limitada demanda de este tipo de aviones obligó a dar por terminada la producción 18 meses después.

El autogiro es una máquina de ala giratoria, inventada por el español Juan de la Cierva, y que voló por primera vez el 9 enero 1923. Se diferencia del helicóptero en que tiene un rotor libre y un motor y hélice convencionalmente montados a fin de impulsar el vuelo hacia adelante. Una vez iniciadas las rotaciones del rotor, sea a mano, sea mediante cualquier recurso mecánico, continúa girando solo gracias a las corrientes de aire que pasan entre sus palas. Como el rotor no está motorizado, no hay problemas de torsión, y los primeros experimentos de La Cierva mostraron que incluso a velocidades bajas hacia adelante, un rotor bien diseñado de este tipo puede generar sustentación suficiente.

El rotor Aero Resources J-2 tenía tres palas íntegramente de metal fijas a un eje de acero montado sobre una estructura en mástil que se integraba con la del fuselaje y la bancada del motor. El fuselaje, de estructura básica tubular de aleación ligera con cubierta de fibra de vidrio, comprendía una cabina biplaza cerrada y un receptáculo para el motor montado en popa, de hélice bipala. Las alas de corta envergadura colocadas en el centro a manera de aletas estabilizadoras servían para montar las dos vigas de cola, cada una con deriva y timón, y unidas por la base de las derivas con una superficie horizontal fija. Las unidades principales del tren de aterrizaje no replegable de tres ruedas estaban montadas debajo de las derivas.

Variante
Super J-2: básicamente similar al J-2, salvo en lo que respecta a la instalación de un motor Avco Lycoming IO-360, de 200 hp; peso vacío 494 kg; máximo en despegue 726 kg, y autonomía con carga útil máxima 354 km

Especificaciones técnicas
Aero Resources J-2
Tipo: autogiro ligero biplaza
Planta motriz: motor Avco Lycoming O-360-A2D de cuatro cilindros opuestos, de 180 hp
Pesos: vacío 454 kg; máximo en despegue 680 kg
Dimensiones: diámetro del rotor 7,92 m; longitud 4,88 m; altura 2,59 m; superficie del disco del rotor 49,52 m²

Aero Spacelines Guppy

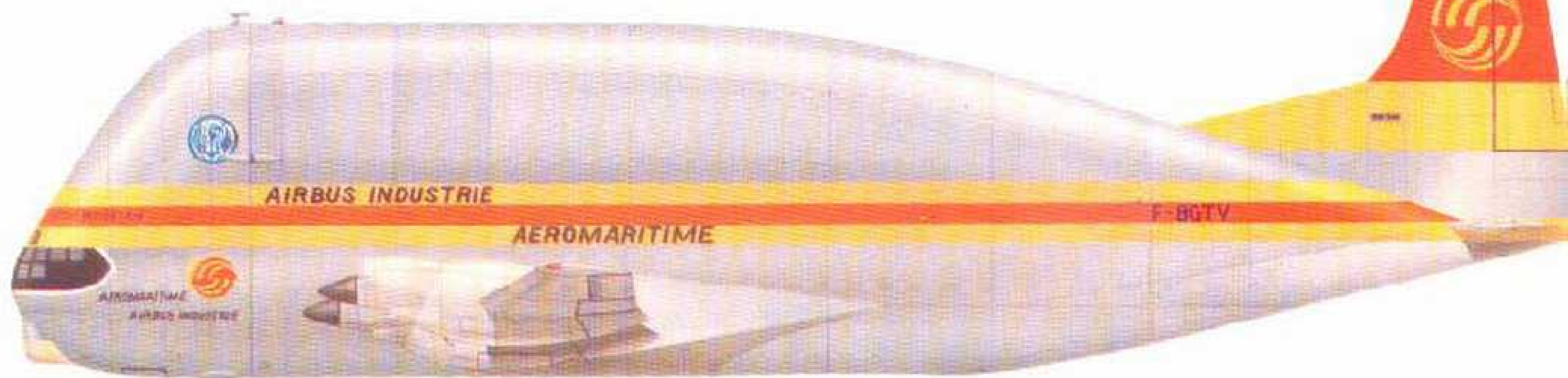
Historia y notas
Aero Spacelines, con base en Van Nuys, California, estaba dispuesta a considerar un avión que estuviese en condiciones de transportar las enormes etapas propulsoras que se empleaban en el programa espacial norteamericano, así como componentes de avión para su montaje, equipo de perforación petrolífera y otros elementos demasiado grandes para que pudiera llevarlos ninguno de los aviones existentes en esa época. En 1961 comenzó el trabajo de conversión de un Boeing B-377 Stratocruiser a fin de que cumpliera este papel: se amplió el

Aéromaritime, en nombre de Airbus Industrie, opera dos Spacelines Guppy-201 de transporte, y ha encargado otros dos para el transporte de componentes de ensamblado (Aviation Letter Photo Service).



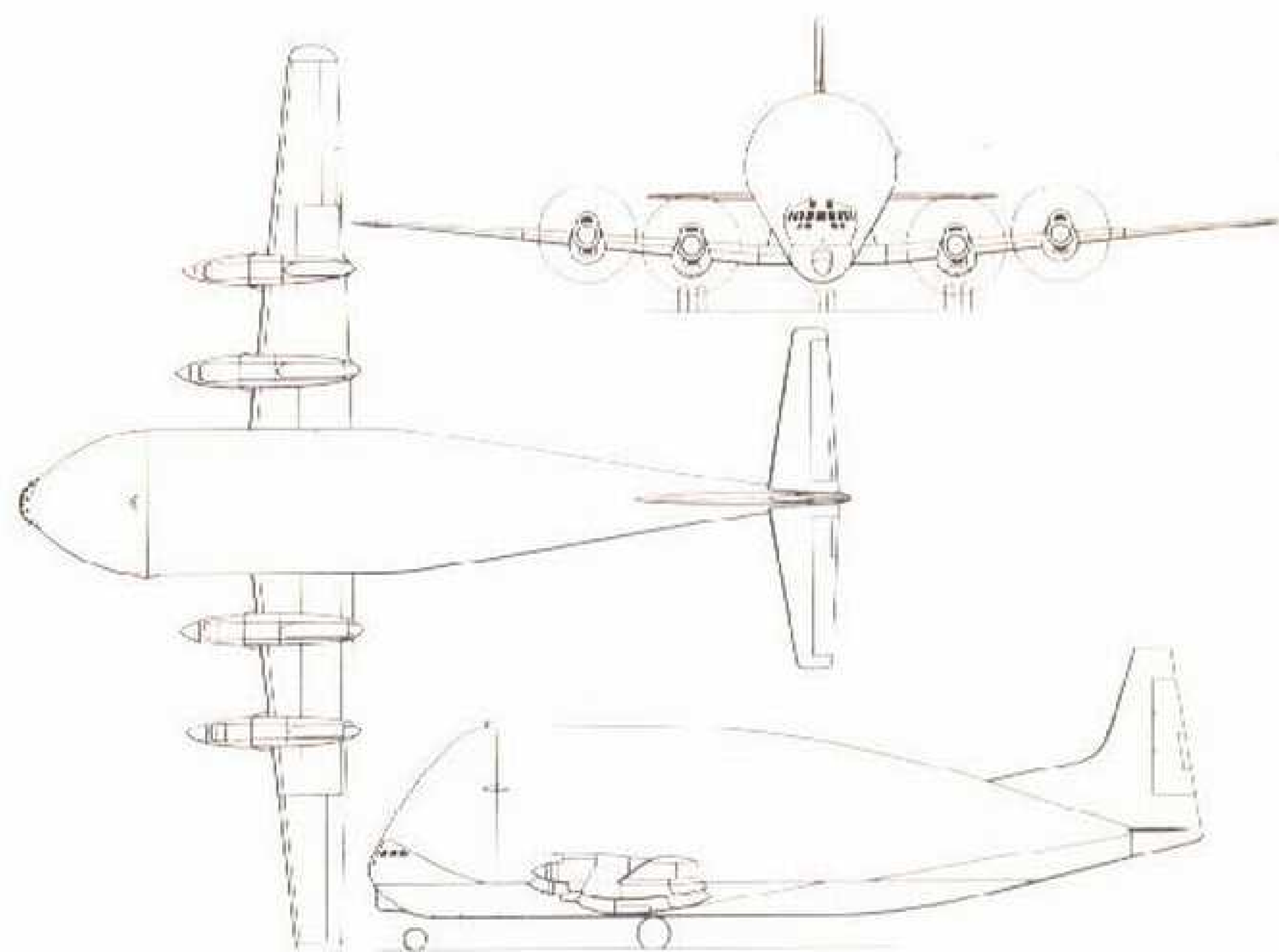
fuselaje en 5,08 m por detrás del ala, y se le agregó una nueva estructura en forma de burbuja sobre el fuselaje, de hasta 6,02 m de diámetro. El resultado de ello, el **B-377PG Pregnant Guppy**, voló por primera vez el 19 setiembre 1962, y fue utilizado a partir del verano 1963, bajo contrato con la NASA, para el transporte de material pesado del programa espacial.

Y luego vino el **B-377SG Super Guppy**, más grande aún. No sólo presentaba un fuselaje extraordinario, con una bodega de carga de 33,17 m de largo total, 7,62 m de ancho y 7,77 m de altura, sino también una mayor envergadura y cuatro motores turbohélice de 7 000 hp. El Super Guppy se usó también en el programa espacial norteamericano, pues era el único avión capaz de transportar la tercera etapa de un vehículo de lanzamiento Saturno V y el adaptador del módulo lunar. En los cielos europeos se verán también dos Guppy-201, adquiridos por Airbus Industrie para el transporte de grandes piezas de ensamblado del Airbus desde los distintos sitios de construcción. La puesta en servicio de estos Guppy-201 correrá a cargo, en nombre del constructor, de una empresa subsidiaria de Union de Transports Aériens, (UTA), conocida como Aéromaritime. También los 201 son conversiones de células Boeing B-377/C-97, con envergadura mayor y motores Allison 501-D22C, bodega de carga de 33,99 m de longitud máxima, 7,77 m de ancho, 7,65 m de altura y un volumen utilizable de 1 104,4 m³. Para facilitar la carga y descarga, el fuselaje de popa e incluso el puente de mando, pueden girar 110° a babor, lo que permite un acceso cómodo. El Guppy-201 se mantiene en servicio desde 1972 y 1973, y la Airbus Industrie ha adquirido dos más para satisfacer la demanda europea de Airbus amplios.



Los Aéromaritime Guppy-201 se emplean en el transporte de grandes componentes de Airbus desde los subcontratistas hasta su montaje final.

Especificaciones técnicas
Aero Spacelines Guppy 201
Tipo: transporte pesado
Planta motriz: 4 turbohélices Allison 501-D22C de 4 912 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 463 km/h a 6 100 m; velocidad económica de crucero 407 km/h a 6 100 m; techo de servicio garantizado 7 620 m; autonomía con carga útil máxima y reservas para 45 min, 813 km
Pesos: vacío 45 359 kg; máximo en despegue 77 111 kg
Dimensiones: envergadura 47,63 m; longitud 43,84 m; altura 14,78 m; superficie alar 182,51 m²
Usuario: Aéromaritime



Aero Spacelines Guppy-201.

Aerospace Airtrainer CT/4

Historia y notas
Los orígenes del **Aerospace Airtrainer CT/4**, avión ligero de entrenamiento básico, se pueden remontar al diseño del australiano Henry Millicer, que en 1953 ganó un concurso del Royal Aero Club y luego fue construido en Australia por Victa, como avión civil de entrenamiento y turismo. En 1971, la compañía neozelandesa Aero Engine Services Ltd. (AESL), que más tarde se unió con Air Parts, compró los derechos para el desarrollo de un cuatro plazas conocido como Aircruiser y decidió convertir el diseño para entrenamiento militar. Una de las principales prioridades fue fortalecer la célula, que inicialmente sólo pasó de +3,8 g a −1,5 g. El prototipo, estirado de +6 g a −3 g y con una cabina articulada Perspex, con dos asientos uno al lado del otro (más un tercer asiento optativo) y palanca de mando tipo mástil, voló por primera vez el 23 febrero 1972.

Ahora, unos 80 Airtrainer equipan tres fuerzas aéreas. Se los utiliza ante todo para entrenamiento, aunque también se han probado versiones modificadas con soportes subalares. Australia tiene en servicio 31 aviones en la Academia N.° 1 de entrenamiento de vuelo en Point Cook, y otros seis en la Academia central de vuelo en East Sale, donde han tomado a su cargo las tareas que antes desempeñaban los CAC Winjeels. Seis Airtrainer, ostentando soportes subalares, se usan para entrenar controladores aéreos avanzados. Las Reales Fuerzas aéreas neozelandesas, felices de operar con un avión de entrenamiento nacional, compraron 13 aviones y seis células para repuestos. Con base en la Academia de entrenamiento de vuelo de Wigram, se los utiliza para entrenamiento básico y reemplazan al North American Harvard, el que Nueva Zelanda mantuvo largo tiempo en servicio. Del Airtrainer, los pilotos pasan al British Aerospace Strikemaster Mk 88 para entrenamiento operacional y conversión a reactores. Las Reales Fuerzas aéreas de Thailandia entrenan a sus pilotos reclutas en 24 Airtrainer con base en Korat, junto a 12 Savoia-Marchetti SF.260MT, 4 Cessna T-41D y 10 de Havilland Canada Chipmunks con motor Continental.



Las Reales Fuerzas aéreas de Nueva Zelanda son un importante usuario del Aerospace Airtrainer CT/4, con 13 aviones en servicio y otros seis como repuesto (foto British Aerospace).

Especificaciones técnicas
Tipo: biplaza o triplaza ligero de entrenamiento con capacidad acrobática completa
Planta motriz: un motor Teledyne Continental IO-360-H de 6 cilindros opuestos, 210 hp
Prestaciones: velocidad máxima de diseño 426 km/h; velocidad máxima a nivel del mar 286 km/h; velocidad máxima a 3 050 m de altura 262 km/h; velocidad ascensional máxima al nivel del mar 411 m por min; techo de servicio 5 455 m; autonomía con combustible interno con el 10 % de reserva y al 75 % de potencia, a 5 000 m, 1 271 km
Pesos: vacío 675 kg; máximo en despegue 1 088 kg
Dimensiones: envergadura 7,92 m; longitud 7,06 m; altura 2,59 m; superficie alar 11,98 m²
Armamento: soportes subalares para diferentes cargas ligeras
Usuarios: Australia, Nueva Zelanda, Thailandia

Aerospace Cresco: véase Fletcher

Aerospace Fletcher FU-24.950: véase Fletcher

Aerospace General Mini-Copter

Historia y notas

La guerra de Vietnam estimuló en EE UU el desarrollo de diversas ideas para facilitar el salvamento de los pilotos que se vieran forzados a realizar aterrizajes forzosos en territorio enemigo; el **Aerospace General Mini-Copter** fue diseñado como un mecanismo de salvamento que podía arrojarse desde el aire a los supervivientes.

En su forma más simple, el Mini-Copter consiste en una célula ligera que lleva depósitos de combustible y una unidad de control y rotor, que la persona que ha de ser rescatada se puede sujetar al cuerpo. Una forma alternativa incorpora en su estructura un asiento y un sencillo tren de aterrizaje de patín. La más sofisticada agrega un pequeño motor con hélice impulsora, que permite al Mini-Copter operar como un autogiro. Las tres formas comparten un medio básico de propulsión, pues utilizan el combustible para hacer funcionar el rotor de dos palas mediante pequeños motores cohetes de punta de pala; el propio rotor, al ser de par libre de cola de una sola pala compensada y sin momento de torsión, montado sobre un brazo de extensión que incorpora también una pequeña superficie de cola fija en V, sirve para el control de dirección.

Un prototipo voló por primera vez el 31 marzo 1973, y a partir de entonces la Marina y el Ejército de EE UU recibieron respectivamente tres y cuatro ejemplares de prueba.

Variante

MC-8 Mini-Copter: denominación de una versión civil que conserva la configuración del Mini-Copter, con asiento abierto u optativamente cerrado; a fines de 1977 se puso en el aire un prototipo

Especificaciones técnicas

Aerospace General Mini-Copter
Tipo: helicóptero de rescate para una persona
Planta motriz: dos motores cohete de 19 kg, montados en los extremos de cada una de las palas del rotor
Prestaciones: (A: versión básica; B: versión con asiento y tren de aterrizaje; C: versión autogiro): velocidad máxima: A 177 km/h; B 169 km/h; C como autogiro 153 km/h; techo de vuelo estacionario A y B 6 100 m; techo de servicio C 3 960 m; alcance con máximo combustible: A y B 32 km; C 402 km
Pesos: vacío A 59 kg, B 75 kg, C 125 kg; máximo en despegue: A y B 249 kg, C 295 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 5,49 m; diámetro del rotor de cola 0,76 m; longitud 2,44 m; altura 2,13 m; área discal del rotor principal 23,62 m²

Aérospatiale (Fouga) CM. 170 Magister/CM. 175 Zéphyr

Historia y notas

Uno de los aviones de entrenamiento y ataque ligero más utilizados en su época, el **Aérospatiale CM. 170 Magister** (producido primero por Air Fouga y luego por Potez), fue proyectado para satisfacer el pedido de la Armée de l'Air de un reactor de entrenamiento (el primero del mundo).

El prototipo hizo su vuelo inaugural el 23 julio 1952, y para el año siguiente se pidió un lote de preproducción de 10 aparatos. En 1954 se realizó el pedido inicial de 95 ejemplares para la Armée de l'Air, y el 13 enero 1954 volaba el primer avión de producción. A partir de entonces, se han producido más de 400 Magister solamente para la Armée de l'Air.

Una versión naval especialmente equipada fue la producida para la Aéronavale, denominada **Cm. 175 Zéphyr**. De este modelo se construyeron 30 aparatos de producción. El Zéphyr proporciona pilotos navales con experiencia inicial en operaciones a partir de un portaviones.

Además de los Magister de fabricación francesa, este avión de entrenamiento fue fabricado también en Alemania Occidental, bajo licencia, por Flugzeug-Union-Sud, para las escuelas de entrenamiento de la Luftwaffe. Sin embargo, con el traslado a EE UU de la mayoría de los vuelos de entrenamiento alemanes a finales de la década de los sesenta, el Magister quedó fuera de servicio. Valmet OY, de Finlandia, construyó 62 Magister bajo licencia (además de 18 que se compraron a Francia), y la Israel Aircraft Industry también adquirió derechos de fabricación para este tipo, y construyó muchos para uso táctico ligero y entrenamiento. La producción total fue de 916 aviones.

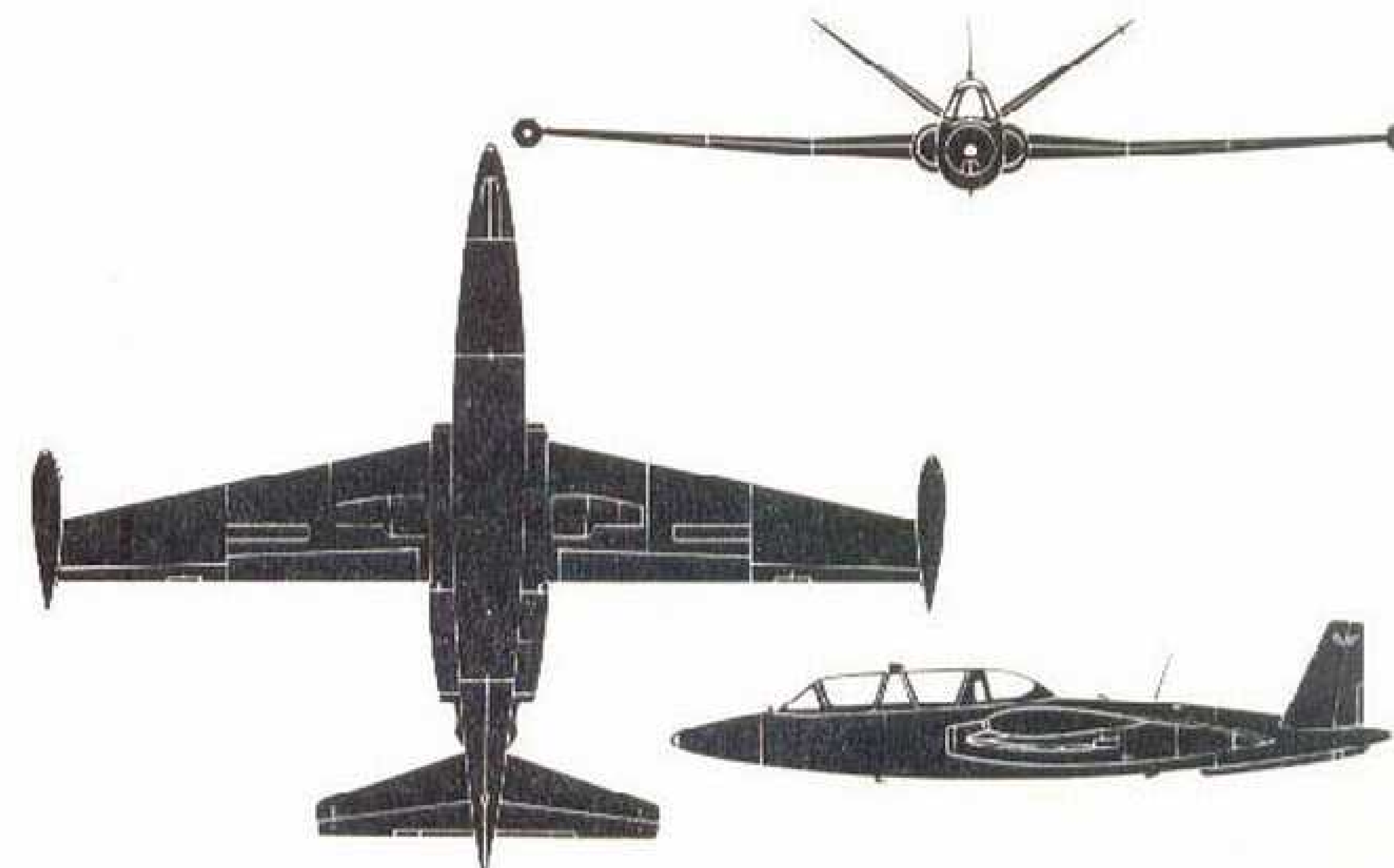
El Magister es íntegramente de metal. Las alas de implantación media tienen flaps de ranura y frenos aerodinámicos. La cola tipo mariposa tiene superficies con diedro de 110°.

El combustible va en dos tanques de fuselaje de 255 y 475 l de capacidad, con tanques de punta de ala de 125 l cada uno.

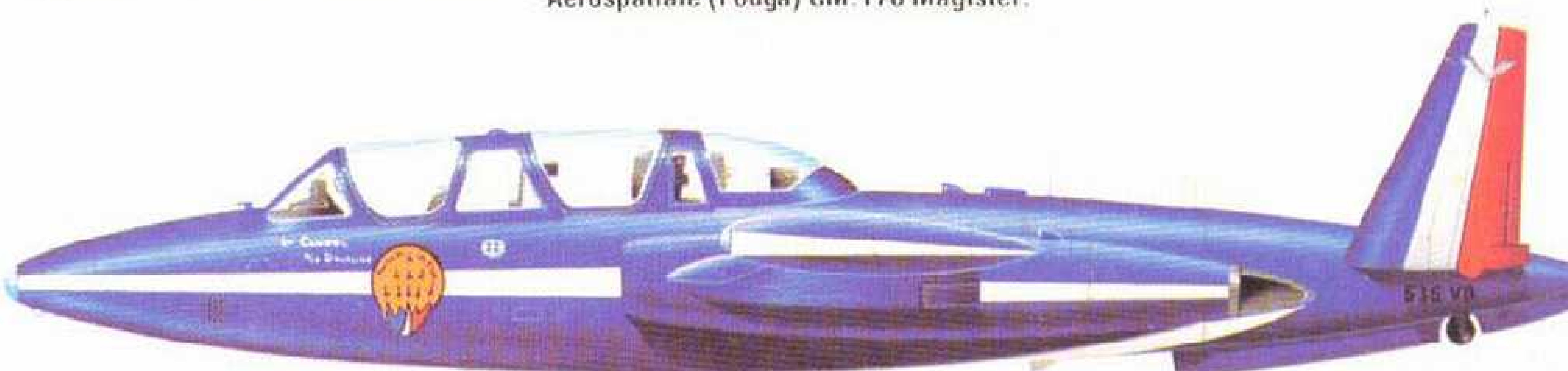
Las cabinas en tándem están presurizadas y tienen aire acondicionado, con suministro de oxígeno de regulación individual. No dispone de asientos eyectables. Es común que el avión de entrenamiento lleve VHF, equipo de vuelo a ciegas y radiogoniómetro, mientras que en los Magister armados se pueden instalar UHF, Tacan e identificador.

Las combinaciones de armamento incluyen dos ametralladoras de 7,5 o de 7,62 mm montadas en el morro, con 200 cartuchos de munición por ametralladora. En ambas cabinas se han instalado miras giroscópicas, la trasera con visión pericópica. Las cargas subalares incluyen dos contenedores Matra Tipo 181, cada uno con 18 cohetes de 37 mm, dos lanzadores que montan siete cohetes de 68 mm cada uno, ocho cohetes de 88 mm o dos misiles AS.11 aire-tierra.

De los 437 Magister adquiridos originariamente, 310 se mantienen en servicio con la Armée de l'Air y continuarán allí hasta mediados los años ochenta. En la *École de l'Air* de Salon-de-Provence se imparte un curso básico de entrenamiento de vuelo de 150 horas para alumnos comisionados, y la misma instrucción se suministra en el Groupement Ecole 315, Cognac, para otras categorías de alumnos. Los Magister también sirven en el *Groupement École* 313, donde proveen de entrenamiento de instrucción



Aérospatiale (Fouga) CM.170 Magister.



Fouga CM.170 Magister del equipo nacional de acrobacia francés «Patrouille de France», con los colores utilizados a partir de 1972. El equipo tiene su base en Salon-de-Provence.



Fouga CM.170 Magister (construido por Messerschmitt bajo licencia) del equipo de exhibición de la Luftwaffe, perteneciente a la Flugzeugführerschule A, Landsberg, 1962.



Fouga CM. 170 Magister (construido por Messerschmitt bajo licencia y previamente utilizado por la Luftwaffe) de las Fuerzas aéreas de Argelia, Orán, 1975.

para la Armée de l'Air y entrenamiento básico de vuelo para estudiantes de ultramar. Los Magister de las Fuerzas aéreas belgas, en la *École de Pilotage Avancé*, Brustem, fueron reemplazados en 1979 por Dassault-Breguet-/Dornier Alpha Jet. Los Magister de Finlandia, en la Escuela central de vuelo, Kauhava, empezaron a ser reemplazados en 1980 por las primeras unidades de un lote de cincuenta British Aeropasce Hawk.

Israel es con mucho el usuario más importante del Magister como avión de ataque ligero, con unos ochenta aún en servicio en su doble calidad de aparatos de entrenamiento y operativos. El Magister fue particularmente eficaz durante la guerra de los Seis Días de junio 1967, realizando ataques a tierra tanto en el frente egipcio como en el Jordán. El Cuerpo aéreo del Ejército irlandés también utiliza seis **Super Magister** en la doble función de ataque ligero/entrenamiento, con base en Baldonnel, cerca de Dublin. El Super Magister es un modelo mejorado con dos motores Marboré VI de 480 kg.

Especificaciones técnicas

Aérospatiale CM.170 Magister
Tipo: reactor biplaza de entrenamiento y ataque ligero
Planta motriz: dos turbojets Turboméca Marboré IIA de 400 kg
Prestaciones: velocidad máxima 715 km/h a 9 150 m; velocidad inicial de ascensión 1 020 m por min; techo de servicio 11 000 m; autonomía 925 km
Pesos: vacío equipado 2 150 kg; en despegue con depósitos exteriores 3 100 kg, máximo en despegue, 3 200 kg
Dimensiones: envergadura con depósitos de punta de ala 12,5 m; longitud 10,06 m; altura 2,80 m; superficie alar 17,30 m²
Armamento: dos ametralladoras de 7,5 o de 7,62 mm en el morro, más cohetes subalares, bombas o misiles Nord AS.11
Usuarios: Argelia, Bangladesh, Camerún, Finlandia, Francia, Irlanda, Israel, Líbano, Libia, Marruecos, Ruanda, El Salvador, Senegal, Togo, Uganda



La fuerza principal del Irish Army Air Corps descansa en unos pocos Super Magister, equipados con dos ametralladoras de 7,62 mm y lanzacohetes subalares. Se usan principalmente para entrenamiento de pilotos en conjunción con algunos SIAI-Marchetti SF.260. El Super Magister tiene turborreactores Marboré VI de mayor potencia.

Aérospatiale Fouga 90

Historia y notas

El **Aérospatiale Fouga 90** fue proyectado como un descendiente modernizado del Magister (cuyo fabricante originario, Air Fouga, fue absorbido por Potez, que a su vez fue absorbida por Aérospatiale). Las diferencias principales introducidas en el Fouga 90 han sido motores turbofan de muy bajo consumo de combustible, un fuselaje medio mucho más ancho para dar cabida al instructor y en una cabina trasera alta con buena visibilidad en todas direcciones, instalaciones muy actualizadas y aviónica completa. El resto de la célula es semejante o idéntico al Magister, lo que haría posible que la Aérospatiale considerara la reconstrucción de los Magister de sus clientes al estándar Fouga 90.

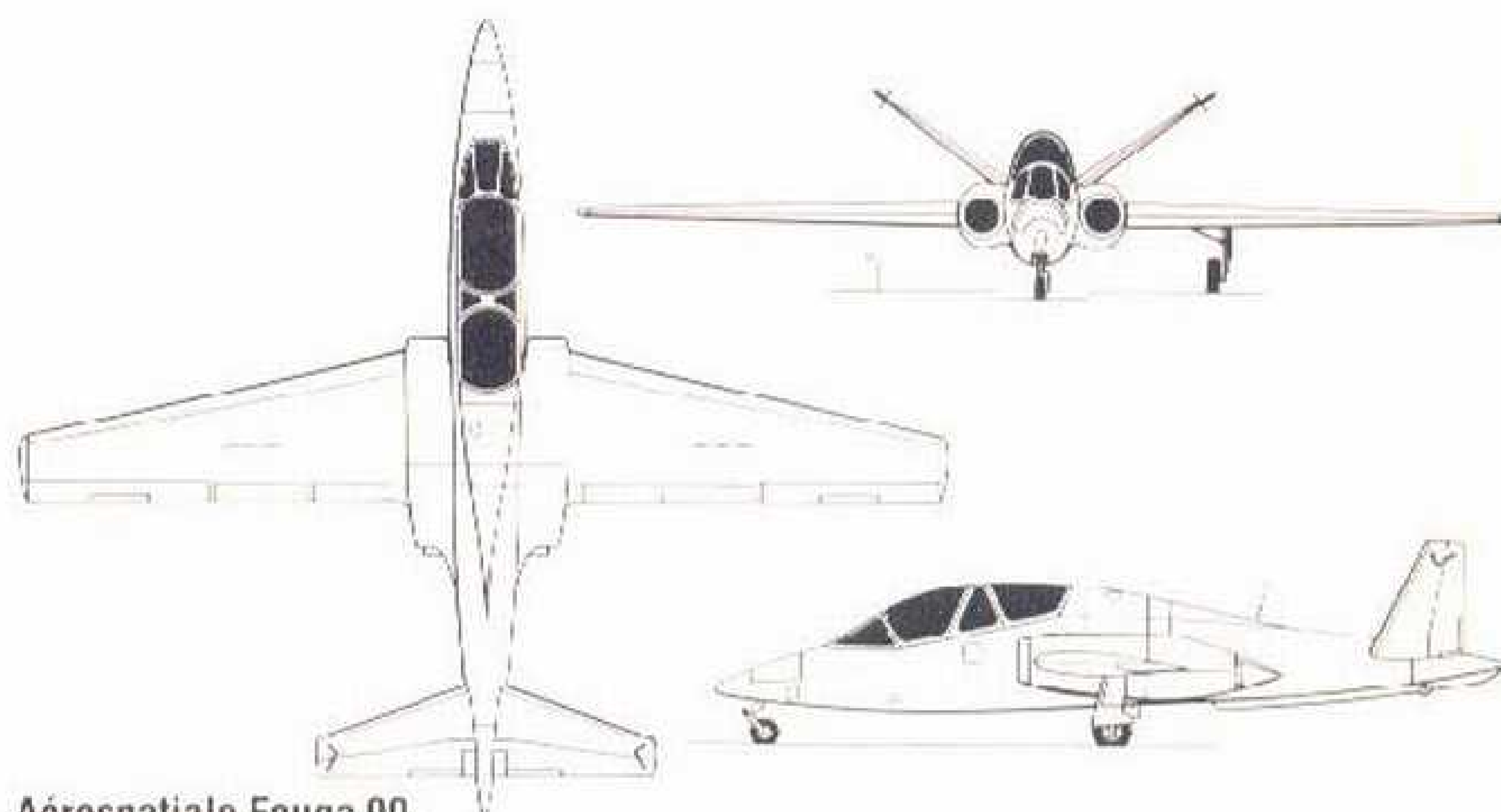
La dificultad principal en el plano nacional ha sido que las Fuerzas armadas de Francia no han apoyado el programa y han anunciado, en cambio, su intención de continuar con los Magister ya existentes por lo menos hasta 1985. Por consiguiente, el Fouga 90 hubo de continuar como un proyecto privado; el 20 agosto 1978 realizó su primer vuelo un prototipo, a fin de confirmar los cálculos estimados y mostrarlo a compradores potenciales. Los factores límites de carga son de +7 g y −3 g, y se han instalado asientos Martin-Baker F10K cero/cero para adaptar el avión al entrenamiento de armas y usarlo como plataforma de ataque ligero. No lleva armamento interno. En 1980 se abandonó su desarrollo.

Variantes

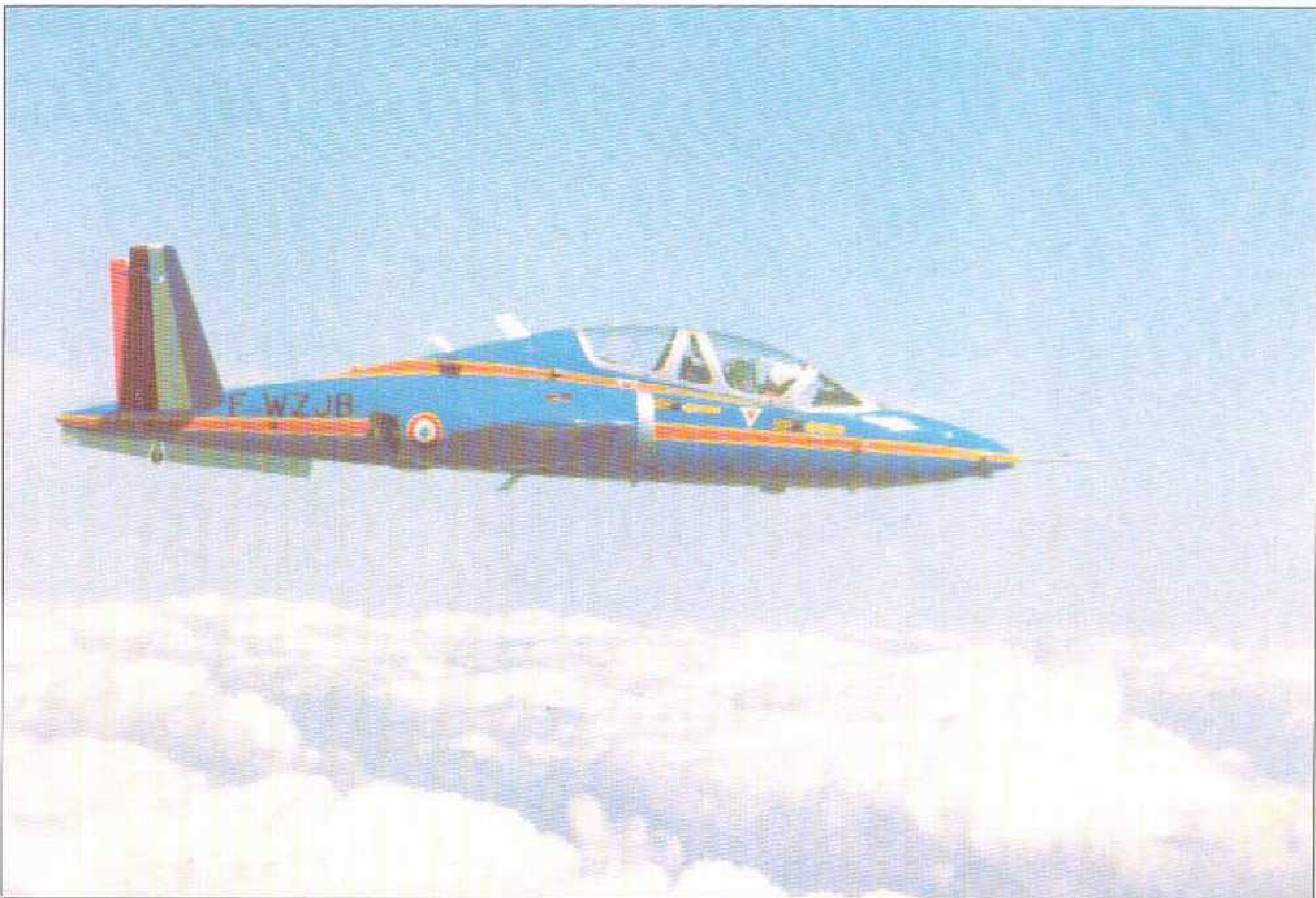
Aérospatiale Fouga 90 A: modelo potenciado con un par de turbofan Astafan IVG de 790 kg de empuje; velocidad máxima 700 km/h a 9 145 m; velocidad ascensional inicial 1 450 m por min; techo de servicio 13 100 m; peso vacío 2 550 kg, y peso máximo 4 500 kg

Especificaciones técnicas

Aérospatiale Fouga 90
Tipo: entrenador básico y de transición y avión de ataque ligero
Planta motriz: dos turbofan Turboméca Astafan IIG de 690 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima 640 km/h; techo de servicio 12 200 m; alcance con máximo de combustible 1 850 km
Pesos: vacío 2 600 kg; con carga máxima sin armas 3 500 kg; con carga máxima y armas 4 200 kg
Dimensiones: envergadura sin tanques de punta de ala 11,96 m; longitud 10,38 m; altura 3,08 m; superficie alar 18,6 m²
Armamento: cuatro soportes subalares, el par interior para 250 kg cada uno y el par exterior para 150 kg; se incluyen opciones con cañones múltiples de 30 mm, misiles guiados por cable AS-11 o AS-12 o varias bombas, contenedores para cohetes y otras cargas



Aérospatiale Fouga 90.



El Aérospatiale Fouga 90 se desarrolló a partir del CM.170 Magister como un avión de entrenamiento de bajo coste y nueva generación, con motores turbofan. Sin embargo, ante la falta de pedidos, en 1980 el fabricante archivó el proyecto (foto Aérospatiale).

Aérospatiale AS 350 Écureuil

Historia y notas

El helicóptero de uso general **Aérospatiale AS 350 Écureuil** de seis plazas fue, igual que el SA 360 Dauphin, proyectado para sustituir al ya antiguo Alouette, pero es tal la perfección de este último helicóptero que se continúa produciendo en las versiones SA 316B y SA 319B. En consecuencia, el Écureuil (Ardilla) debe considerarse como un excelente complemento de la familia Alouette.

Aprovechando la experiencia obtenida con los Alouette, así como con el SA 360, se centró el esfuerzo de diseño en superar los dos obstáculos principales para un uso comercial más amplio del helicóptero: costes de operación y niveles de ruido. Se necesitaba una nueva combinación rotor/propulsión del rotor/planta motriz a fin de ofrecer costes más bajos de operación y de mantenimiento, junto a una reducción del ruido producido por el rotor. Esto condujo al desarrollo de un rotor principal de tres palas con cabeza de fibra de vidrio completamente nueva, a la que la Aérospatiale denominó cabeza Starflex. Los goznes de pala del rotor se reemplazaron por articulaciones de rótula sin mantenimiento, unidas a palas de fibra de vidrio con protección de acero inoxidable en los bordes de ataque.

Una transmisión muy simplificada une el rotor principal y el de cola con la planta motriz turboeje que, en el caso de los helicópteros destinados a mercados distintos del norteamericano, consiste en un Turboméca Arriel de 641 hp. Se trataba de un nuevo motor turboeje especialmente desarrollado para aplicaciones tales como el Écureuil. Los AS 350 se venden en EE UU con el nombre Astar, y en vez del Arriel montan un turboeje Avco Lycoming LTS101-600A.2 de 616 hp, que se desarrolló en EE UU aproximadamente al mismo tiempo que el Arriel en Francia. El primero en volar, el 27 junio 1974, fue una versión Astar (F-WVKH), al que siguió, el 14 febrero 1975, un Écureuil con motor Arriel (F-WVKI).

El resto de la estructura se adecúa a lo que se considera la configuración estándar de un helicóptero ligero: construcción en pod y larguero, y unidad de cola con aletas dorsales y ventrales y un estabilizador horizontal. El tren de aterrizaje es del tipo patín de tubo de acero, y puede disponerse de tren de flotación de emergencia. El equipo opcional incluye un amplio espectro de aviónica y una cabina con sistema acondicionador de aire. A comienzos de 1981, la producción combinada de Astar y Écureuil llegaba a unos 600 ejemplares.



Aérospatiale AS 350 Écureuil.

Especificaciones técnicas

Aérospatiale AS 350B Écureuil

Tipo: helicóptero de seis plazas de uso general

Planta motriz: un turboeje Turboméca Arriel de 641 hp

Prestaciones: velocidad máxima de crucero 232 km/h, techo de servicio 4 875 m; alcance con combustible máximo a nivel del mar, sin reservas, 710 km

Pesos: vacío 1 045 kg; máximo en despegue normal 1 950 kg

Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,69 m; longitud, con los rotores girando, 13 m; altura 3,08 m; área discal del rotor principal 89,75 m²

Dos helicópteros ligeros Aérospatiale AS 350B Écureuil de la Asahi Helicopter aparecen en esta foto en el helipuerto Shibaura, en Tokyo. El modelo se usa principalmente en funciones de aerotaxi (foto Asahi Helicopter).

Aérospatiale (Nord) 262 y Frégate/Mohawk 298 (serie)

Historia y notas

Max Holste, conocido diseñador de aviones francés, desarrolló el diseño de un avión pequeño de transporte para servicios de 3.er nivel. Denominado **MH-250** con motores radiales Pratt & Whitney, y **MH-260** con turbohélice Turboméca Bastan, los prototipos de las dos variantes volaron por primera vez el 20 mayo 1959 y el 29 julio 1960, respectivamente. La compañía nacionalizada Nord-Aviation tomó parte en la producción de un lote inicial de MH-260, pero hubo de desarrollar una versión mejorada con cabina presurizada. El primero de los **Nord 262,** como se denominó al tipo modificado, voló por primera vez el 24 diciembre 1962.

De configuración monoplana de ala alta, el Nord 262 presentaba alas, fuselaje de sección circular a prueba de fallas y unidad de cola totalmente convencionales. El tren de aterrizaje era del tipo triciclo, con una sola rueda en cada unidad y con el tren principal replegable en el carenado o ambos lados del fuselaje. La planta motriz del **Nord 262 A** estándar consistía en dos turbohélices Turboméca Bastan VIC montadas en las alas, de 1 080 hp cada una. La capacidad estándar era de 26 pasajeros y un máximo de 29; una escotilla delantera movible permitía utilizar el Nord 262 como avión de carga. La denominación **Nord 262 B** se aplicó únicamente a los cuatro primeros aviones de producción, que fueron entregados a Air Inter y entraron en servicio comercial el 24 julio 1964.

Luego, por fusión de Nord y Sud-Aviation se creó la Aérospatiale, compañía que produjo un **N.262C** mejorado, con motores Bastan VII más poderosos y nuevas puntas de ala que incrementaron la envergadura en 0,70 m. Se le denominó **Frégate** y una versión muy similar para uso militar fue conocida como **N.262D Frégate** o **Frégate D**. Se produjo aún otra variante en EE UU, donde Mohawk Air Services proyectó la instalación de turbohélices PT6A-45 de 1 180 hp Pratt & Whitney Aircraft de Canadá, para reemplazar a los Bastan en los Nord 262 A de Allegheny. La última de estas conversiones, realizadas por Frakes Aviation, fue completada en 1978, dando como resultado un avión que recibió la denominación **Mohawk 298**. Durante esta conversión se aprovechó la oportunidad para actualizar el avión mediante la introducción de mejoras y nuevo equipamiento.



Aérospatiale (Nord) 262 de Altair Airlines, EE UU.

La producción total de los N.262 fue de 77 de las series A y B (Nord 262) y 33 Frégate. La mayoría de los ejemplares fueron a parar a usuarios civiles, pero el usuario más importante fueron las Fuerzas aéreas francesas, que adquirieron 24 Frégate para transporte ligero y misiones de enlace con el Commandement du Transport Aérien Militaire. A fines de 1980, seis de estos aviones prestaban todavía servicio en ET 63, Toulouse, y otros 21 en ET 65, Villacoublay. La Aéronavale compró 21 N.262, que prestaron servicio en el Esc. 2S, en Lann Bihoue (cuatro aviones de enlace), Esc. 3S en Hières (cinco aviones de transporte VIP), el SLD en Dugny Le Bourget (cuatro aviones de enlace) y Esc. 55S en Aspretto, Córcega (ocho aviones de entrenamiento). Otros usuarios oficiales del Frégate fueron la Comunidad del África Oriental, los gobiernos de Gabón y Alto Volta, las Fuerzas aéreas congoleñas y la SFA en Francia.

Especificaciones técnicas

Aérospatiale N.262A

Tipo: transporte commuter, líneas de 3.er nivel
Planta motriz: dos turbohélices Turboméca Bastan VIC de 1 080 hp
Prestaciones: velocidad máxima 385 km/h; velocidad de crucero 375 km/h; techo de servicio 7 160 m; autonomía con 26 pasajeros y sin reserva 1 392 km; autonomía con combustible máximo sin reserva 2 132 km
Pesos: vacío en operación 7 030 kg; máximo en despegue 10 600 kg
Dimensiones: envergadura 21,90 m; longitud 19,28 m; altura 6,20 m; superficie alar 55,00 m²
Usuarios: Air Algérie, Allegheny Commuter Consortium, Altair Airlines, Cimber Air A/S Denmark, Ransome Airlines, Swift Aire Lines, y TAT, entre otros

La producción del Aérospatiale N.262 totalizó unos 110 ejemplares, de los que sólo 35 siguen en servicio en varias aerolíneas; los mayores usuarios son la Ransome Airlines, con 12 ejemplares, y la Altair Airlines, con 7. Ambas compañías operan servicios de 3.er nivel con base en Filadelfia, Pensilvania, y su red abarca sobre todo el nordeste de EE UU (foto Aérospatiale).



Aérospatiale Epsilon

Historia y notas

En setiembre 1978 se dieron los primeros detalles relativos al **Aérospatiale TB-30** de entrenamiento con motor a pistón diseñado en colaboración con la Armée de l'Air para satisfacer la nueva necesidad de un avión ligero de entrenamiento capaz de eliminar alumnos antes de comenzar el entrenamiento básico de vuelo en el reactor Air Fouga-Potez Magister. Igual que en otras fuerzas aéreas, esta iniciativa es una respuesta a la creciente alza de costes, y el TB-30, posteriormente denominado **Epsilon**, es un simple y robusto biplaza en tándem, cuyo diseño ha sido constantemente mejorado por el departamento de aviación de la Aérospatiale a lo largo de un periodo de varios años. Sus características son una célula metálica con no menos de 10 000 horas de vida útil en la función de entrenamiento militar, una cabina que semeja la del reactor de combate, y equipo para entrenamiento de vuelo completo, incluso acrobacia, instrumentos, vuelo nocturno, formación navegación, maniobras de combate y navegación VFR/IFR. Es probable que más adelante se comercialicen versiones de enlace (cuatro plazas) y de ataque táctico. El primero de los dos prototipos voló el 22 diciembre 1977, pero el programa se retrasó debido a la necesidad de volver a diseñar las puntas de ala, bajar los planos de cola y agregar una aleta ventral para subsanar el cabeceo a alta velocidad y la inestabilidad direccional. Las Fuerzas aéreas francesas han solicitado entre 100 y 150 Epsilon a Socata, empresa filial de Aérospatiale en Tarbes.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión de entrenamiento primario
Planta motriz: un motor Avco Lycoming de 6 cilindros, de 300 hp
Prestaciones: velocidad máxima 355 km/h a nivel del mar; velocidad ascensional 550 m/min; techo de servicio 6 100 m; autonomía 1 300 km
Pesos: vacío 870 kg; máximo en despegue 1 190 kg
Dimensiones: envergadura 7,90 m; longitud 7,60 m; altura 2,70 m; superficie alar 9,00 m²



El Aérospatiale TB. 30, posteriormente rediseñado y rebautizado como Epsilon, está concebido como un avión de entrenamiento primario con capacidad acrobática completa previo al entrenamiento básico a reacción. Su entrada en servicio está proyectada para 1982 (foto Aérospatiale).

Guerra aérea sobre Vietnam: capítulo 5.°

La guerra de los helicópteros

La utilización masiva de helicópteros en toda una extensa gama de tareas —transporte táctico, asalto, apoyo aéreo cercano, evacuación...— provocó un auge espectacular del Arma Aérea del Ejército de Tierra norteamericano en Vietnam. También algunos aviones de ala fija destacaron en misiones de reconocimiento y transporte aéreo, en acciones como el prolongado sitio de Khe Sanh.

En el Ejército de EE UU, el Arma Aérea, orgánicamente integrada en las grandes formaciones de combate en lugar de organizarse en unidades independientes, desempeña un papel de primer orden. Durante la guerra de Vietnam, los helicópteros norteamericanos, junto a una cantidad menor de aviones de ala fija, se utilizaron a una escala y en una diversidad de tareas incomparablemente mayores que en ninguna guerra terrestre anterior. De hecho, el crecimiento del Arma Aérea del Ejército de EE UU fue tan impresionante que llegó a convertirse por sí misma en la tercera fuerza aérea del mundo.

También con ocasión de la guerra de Vietnam un helicóptero, el Bell UH-1 de la familia «Huey», se convirtió en el segundo modelo de mayor producción del mundo a partir de la II Guerra Mundial, sólo superado por el biplano utilitario soviético An-2. El UH-1 no sólo representó la columna vertebral de la movilidad aérea de las tropas de tierra en Vietnam, sino también, en las últimas de sus múltiples versiones, la base de su potencia de fuego desde el aire. No hubo ningún choque bélico importante en el suelo de Vietnam del Sur en el que no participase el UH-1; y al final de la guerra, la cantidad de estos helicópteros abandonados por los norteamericanos superaba la totalidad de los helicópteros de cualquier fuerza aérea de Europa occidental de

Con carga lateral de armamento y de tropa, una unidad de transporte y asalto Bell UH-1 se prepara para levantar el vuelo y trasladarse rápidamente a la zona de aterrizaje designada (foto Bell Helicopter Textron).



hoy. Los vietnamitas vendieron algunos de ellos a compradores extranjeros, como Somalia.

También las Fuerzas Aéreas de EE UU utilizaron grandes cantidades de UH-1, lo mismo que la Infantería de Marina y la Armada. Estas dos últimas instituciones emplearon estos helicópteros en toda clase de asaltos armados y misiones de rescate, así como para patrullar la vasta región del delta del Mekong. Pero el Ejército utilizó miles de Huey, sobre todo como transporte normal de la Air Cavalry, es decir, de las unidades básicas de asalto aerotransportadas, listas para ser enviadas allí donde fuesen necesarias. Los asaltos aerotransportados se producían sobre objetivos específicos, bien para ocupar accidentes particulares del terreno, o bien, por lo general, para atacar alguna fuerza terrestre enemiga. Esto implicaba invariablemente el aterrizaje de fuerzas de infantería, más la artillería y todos los pertrechos de necesidad inmediata, bajo el fuego enemigo. Progresivamente se realizaron mejoras en los helicópteros a fin de incrementar su resistencia a un nutrido fuego de armas de pequeño calibre, e incluso a impactos ocasionales de armas de calibre superior a los 23 mm o esquirlas de bombas; a los golpes en las palas contra las copas de los árboles, y, excepcionalmente, a los aterrizajes forzosos.

Las primeras versiones, tales como el UH-1B, llevaban seis o siete hombres, pero en 1963 entró en servicio el UH-1D con una versión más poderosa del motor T53 y capacidad de carga duplicada: 14 hombres o seis heridos en camilla. Cuatro años después, el aún más poderoso UH-1H llegó a la zona bélica; el D y el H superaron en número a todos los otros helicópteros en Vietnam.

En cada operación aerotransportada, un UH-1 especialmente equipado con sistemas de comunicaciones llevaba al comandante de la fuerza y a personal especializado, incluido un oficial de enlace aéreo cuya tarea consistía en dirigir las operaciones de apoyo cercano a cargo de aviones de las Fuerzas Aéreas de EE UU, como el Cessna A-37B Dragonfly. Muchos Dragonfly prestaron servicio en Vietnam; su modesta velocidad y gran agilidad se adaptaban bien al apoyo ofensivo en los aterrizajes de tropas aerotransportadas. En una operación importante, el equipo de oficiales de enlace aéreo podía incluir a cinco pilotos de control aéreo avanzado y ocho especialistas en comunicaciones, con frecuencias que cubrían todas las fuerzas de tierra y aire (y, en su caso, también de mar) de la región. Otro UH-1, el avión más importante de la formación, debía transportar a la sección de control de la zona del aterrizaje, encargada de descender en ésta antes que los demás helicópteros y dirigir el aterrizaje de todos ellos.

Zonas de aterrizaje por explosión

La selección de una zona de aterrizaje adecuada dependía del previo reconocimiento aéreo mediante helicópteros. En ocasiones, no había ninguna zona disponible y la tropa debía descender (si era necesario, descolgándose con cuerdas) desde los aparatos en vuelo estacionario. Podía obligar a ello la falta de suelo firme, o la ausencia de una extensión suficiente de suelo más o menos plano. Si se trataba de una zona de arbolado muy denso, se creaba una zona de aterrizaje de emergencia haciendo explotar una bomba gigantesca a ras de suelo, para derribar los árboles en un amplio radio sin dejar cráter. Para ello se utilizaban bombas de 6 804 kg.

Una vez la operación en marcha, la sección de control tenía un tiempo mínimo para acondicionar la zona de aterrizaje y realizar una serie de cometidos tales como la información sobre eventuales peligros a los pilotos de los helicópteros, sobre localización de fuego de tierra, y sobre cualquier cosa que se saliera del plan previsto. El objetivo era que los Huey estuvieran nuevamente en el aire menos de diez segundos después de haber aterrizado; y, de ser posible, menos de cinco.

A lo largo de la operación, el apoyo ofensivo más próximo estaba a cargo del denominado Pink Team (Equipo Rosa), formado por una o más parejas de helicópteros rápidos y ágiles. Uno de cada pareja era un «Loach» ligero de observación, el Hughes OH-6A Cayuse. Muy pequeño y de gran manejabilidad, el OH-6A llevaba generalmente armas laterales tales como Minigun, contenedores de XM27, o un lanzagranadas XM75, pero su principal papel consistía en transportar una

La guerra de los helicópteros

La movilidad del Ejército norteamericano estuvo basada principalmente en una flota de helicópteros, en permanente crecimiento. Durante la guerra se multiplicaron las funciones que se le asignaban; gran cantidad de modificaciones permitían una adecuación continua a las condiciones siempre cambiantes de la lucha en Vietnam del Sur.

1. El Sikorsky CH-53 fue un elemento básico de apoyo, por su capacidad para transportar elementos tales como este obús de 105 mm.

2. El refuerzo de las plantas motrices y el nuevo diseño del fuselaje delantero aumentaron considerablemente las posibilidades del UH-1D/H Iroquois.

3. Las posibilidades de rescate de aviones quedan demostradas en la foto: un Vertol CH-46 transporta un Douglas A-4, sin motor ni unidad de cola.

4. La principal arma de apoyo del UH-1D/H a las fuerzas de tierra era la ametralladora M60, montada en la puerta de la cabina a fin de que el artillero tuviera un amplio campo de fuego.

5. El UH-1 se utilizó ampliamente para apoyo y asalto, con ametralladoras y cargas de cohetes.

6. Tropas de infantería saltan de su transporte UH-1 mientras éste permanece en suspensión sobre una superficie no apta para soportar su peso.

7. El Boeing Vertol CH-47 Chinook podía transportar unidades mayores de tropas, pero a menudo había que realizar descensos con escaleras colgantes.

8. Un artillero lateral dispara desde el exterior del aparato.

9. Ráfagas de una ametralladora de 7,62 mm disparada desde un Huey en vuelo.

10. Un herido de regreso a la base, vía helicóptero (fotos Bell/US Navy).


1


2



3


4



5

Bell AH-1G HueyCobra

El AH-1, cañonero desarrollado a partir del UH-1B/C ya en servicio en Vietnam, tenía un fuselaje de sólo 0,96 m de ancho, que alojaba un artillero en el morro, con su piloto por encima y detrás. Armado con cohetes y misiles en las aletas y con ametralladoras y lanzagranadas en el morro, escoltó a los transportes de tropas y proporcionó potencia de fuego en los desembarcos.



tripulación de dos a cuatro personas lo más cerca posible de cualquier lugar próximo a la zona de aterrizaje en el que las fuerzas enemigas pudiesen estar esperando. Un piloto de Loach fue recogido seis veces por aviones de rescate tras haber sido derribado por fuego directo. Todo lo que descubría el Pink Team, lo transmitía inmediatamente por radio a la zona de aterrizaje y al mando de la fuerza.

Tratando de proteger por todos los medios posibles al Loach y a los otros miembros del Pink Team, muy pronto se creó el Bell AH-1 HueyCobra, que tras un rápido desarrollo entró en acción en Vietnam en otoño de 1967, con lo que por primera vez las compañías aerotransportadas norteamericanas dispusieron de amplia potencia de fuego. Delgado, ágil y bien protegido, ya desde sus primeras versiones el Cobra contaba con un poder de fuego devastador gracias a sus ametralladoras, cañones, lanzagranadas y hasta 76 cohetes de alta velocidad. Luego, se le adaptarían armas adicionales, detectores montados en el morro y un radar de infrarrojos con indicador de blanco móvil, automáticamente unido a los subsistemas de puntería.

Los transportes pesados

Dos helicópteros mucho más grandes se usaron para cargas pesadas. El más común fue el Boeing Vertol CH-47 Chinook, un enorme transporte de doble rotor con capacidad en su fuselaje para 44 asientos para personal de tropa con todo su equipo, o para transportar vehículos medianos y artillería. A comienzos del conflicto vietnamita sólo se utilizaban los primeros modelos CH-47A y B con una carga útil máxima de alrededor de 6 800 kg. A partir de setiembre de 1968, éstos se vieron reforzados por los CH-47C, con motores mucho más poderosos y una carga útil de más de 10 430 kg en la voluminosa bodega o 12 700 kg en un gancho externo. Los Chinook podían transportar, a modo de cargas colgantes, todas las armas, municiones y aprovisionamientos aerotransportables que se utilizaron en Vietnam, así como ciertos elementos de supervivencia, como depósitos de agua potable. También rescataron más de 11 000 aviones derribados —por valor de 2 990 millones de dólares—, y durante la evacuación de refugiados despegaron con nada menos que 147 personas a bordo.

Más poderoso aún, aunque utilizado en mucho menores proporciones, el Sikorsky CH-54 Tarhe es el único gran helicóptero grúa del mundo occidental. La mayoría de los Tarhe al servicio de EE UU cumplieron misiones en Vietnam, llevando en eslinga cargas como bulldozers, niveladoras y blindados ligeros, y recogiendo y trasladando piezas de artillería; también realizaron tareas de rescate de más de 380 aviones caídos.

Entre los modelos del Ejército norteamericano que se utilizaron de forma secundaria en Vietnam hubo pequeñas cantidades de helicópteros más viejos, entre ellos el Bell H-13, el Vertol CH-21 y el Sikorsky CH-34, así como el mucho más nuevo Bell OH-58A Kiowa.



6



7



8



9



10



Este último, sucesor del Hughes como helicóptero ligero de observación («Loach») estándar, fue construido a tal ritmo que entre mayo de 1969 y el final de la intervención norteamericana en Vietnam se entregaron al Ejército no menos de 2 200 aparatos. Los Kiowa entraron en acción en Vietnam hacia setiembre de 1969, y poco a poco se convirtieron en el tipo preferido para tareas de mando, enlace y transporte ligero, así como para toda forma de reconocimiento y localización de objetivos.

Algunos helicópteros que se usaban normalmente para transporte contaron con aparatos especiales de detección, diseñados específicamente para resolver los problemas que planteaba el medio físico vietnamita. Los dispositivos para observación nocturna eran múltiples, la mayoría de ellos con sensor de infrarrojos o técnicas electrónicas pasivas de intensificación de imágenes. Algunos CH-47 Chinook estaban equipados con radar y otros dispositivos de detección y de visión nocturna; tres conversiones de ataque ACH-47 contaron además con un variado armamento pesado acoplado a la estructura del helicóptero, además de ametralladoras extra en emplazamientos laterales en la cabina. Uno de los detectores más raros fue el llamado People Sniffer (Olfateador de personas), que llevaron en Vietnam diversos UH-1 Huey. Era un sistema de análisis permanente de la atmósfera por medio de tubos de ensayo, que registraba la presencia de elementos químicos —por ejemplo, en la transpiración y la respiración— que indicaban la presencia humana. Tenía el inconveniente de que tales emisiones químicas sólo aparecían en proporciones sumamente pequeñas, de modo que no indicaban con certeza la presencia de tropas enemigas, sino meramente sugerían que en algún sitio delante del helicóptero había hombres; y el inconfundible ruido del rotor alertaba de su presencia con varios minutos de antelación.

Aparatos de ala fija

Una parte más reducida de la actividad aérea del Ejército norteamericano en Vietnam estuvo a cargo de aparatos de ala fija. Algunos eran aviones de mando y enlace, como el Beech U-8 Seminole, el U-12 Ute y el bimotor a turbohélice C-12 Huron. Un STOL de transporte estándar fue el de Havilland Canada DHC-4 Caribou, capaz aproximadamente para la misma carga que un C-47 (unas tres toneladas o 32 hombres), y que podía aterrizar y despegar en pistas impracticables para cualquier otro avión de su tamaño. Debido a esta particular cualidad, el modesto número de Caribou en servicio en Vietnam se mantuvieron en actividad incesante, en particular cuando era urgente el reabastecimiento de tropas sitiadas y la evacuación de poblaciones civiles (si bien, en caso de disponer de una pista de aterrizaje adecuada, se prefería el C-130, de mucha mayor capacidad). Los 134 Caribou CV-2 del Ejército que se hallaban en el frente en enero de 1967 fueron transferidos a las Fuerzas Aéreas con la denominación C-7, y continuaron prestando buenos servicios hasta el fin del conflicto. Los Caribou formaron también el 35º y 38º Sqns de las Reales Fuerzas Aéreas Australianas, que prestaron servicio en Vietnam del Sur ya desde 1964 y establecieron un notable récord al transportar mayor tonelaje de carga y más cantidad de hombres que las unidades del Ejército y de las Fuerzas Aéreas de EE UU equipadas con el mismo avión. En mayo de 1966, el comandante aliado, general Westmoreland, solicitó que un squadron de C-7A Caribou de las Reales Fuerzas Aéreas de Australia se incorporase a la 7.ª Fuerza Aérea de EE UU; no obstante, Washington desautorizó la petición por razones políticas.

La única excepción a la política según la cual el Ejército de EE UU no debía utilizar aparatos de combate de ala fija fue el Grumman OV/1 Mohawk, que aparece en la foto descargando una andanada de cohetes no dirigidos (foto US Air Force).

A partir de 1965, la base de la política del Departamento de Defensa de EE UU consistió en que el Ejército no debía disponer de una fuerza considerable de aparatos de ala fija, de modo que, desde esa fecha en adelante, el Ejército sólo pudo disponer, en teoría, de aviones ligeros, sin pretensiones de usurpar el papel de las otras armas. Quizá la única excepción haya sido el insólito Grumman OV-1 Mohawk, un bimotor a turbohélice del tamaño aproximado de un caza o avión de combate, pero pensado para transportar una amplia gama de sofisticados aparatos de vigilancia del campo de batalla. Entre sus características destacan la gran agilidad en vuelo bajo, la carrera de despegue y aterrizaje sorprendentemente corta —dato de gran valor en las zonas montañosas de Vietnam— y una completa protección del fuego de tierra, con un grueso blindaje de aluminio, superficies transparentes antibala y protectores contra la artillería antiaérea en los mamparos de las cabinas delantera y trasera. En Vietnam se desarrollaron diversas versiones que fueron poco conocidas, al estar su labor íntimamente ligada a los mandos del Ejército de EE UU y de otras fuerzas de tierra, aunque eventualmente colaboraron con organizaciones de las Fuerzas Aéreas tales como el Centro de Vigilancia de Infiltraciones Igloo White.

Descarga de provisiones de un C-7A (de Havilland Canada DHC-4 Caribou) de la USAF en Tra Bong, Vietnam del Sur. Este tipo había servido en el Ejército hasta enero de 1967 (foto Us Air Force).



Próximo capítulo:

Las misiones de apoyo

El sitio de Khe Sanh

La guerra terrestre en Vietnam fue esencialmente un conflicto móvil, en el que las fuerzas norteamericanas y survietnamitas trataban de inmovilizar y destruir al huidizo Vietcong y, más tarde, al Ejército regular de Vietnam del Norte. En esas circunstancias, era vital un importante grado de movilidad que sólo podía lograr la aviación, tanto de ala fija como de ala rotatoria. Tal vez el ejemplo más ilustrativo del tipo de transporte aéreo que se consiguió en Vietnam sea el sitio a la plaza fuerte de Khe Sanh. En 1954, en circunstancias parecidas, el Vietminh había impedido que la guarnición francesa de Dien Bien Phu fuera abastecida desde el aire, pero en Khe Sanh los norteamericanos pudieron hacer llegar por este medio a los sitiados el equipo y los víveres necesarios en cantidad suficiente.

1. Un montador del Ejército sujeta una cuerda al cable del gancho de un Lockheed C-130 antes de lanzar con paracaídas una carga en Khe Sanh.

2. Introducción de carga en la bodega de un C-130; la correspondencia (en primer plano) ocupará en el viaje de vuelta el espacio que han dejado libre las armas.

3. Provisiones acondicionadas en plataformas descienden en paracaídas hacia Khe Sanh, lanzadas desde un C-130 en marzo de 1968.

4. Provisiones lanzadas en paracaídas desde un C-130 caen fuera del perímetro defensivo de Khe Sanh, después de haber errado el área durante un descenso en marzo de 1968.

5. Refuerzos de la Infantería de Marina para la guarnición reunidos ante la rampa del fuselaje de un Sikorsky CH-53A para recoger su equipo, a su llegada a la base de Khe Sanh.

6. Un depósito de combustible de Khe Sanh arde ferozmente, alcanzado por un impacto de mortero del Vietcong (fotos US Air Force).


1


2


3


4


5


6

F-14 Tomcat: alas variables

El F-14, eficacísimo en la función de defensa aérea, es el único avión capaz de combatir simultáneamente y a larga distancia con objetivos tan diferentes como un intruso supersónico en la estratosfera y un misil en vuelo rasante. Con la adopción prevista de motores más potentes, se mantendrá aún mucho tiempo en primera línea de combate.

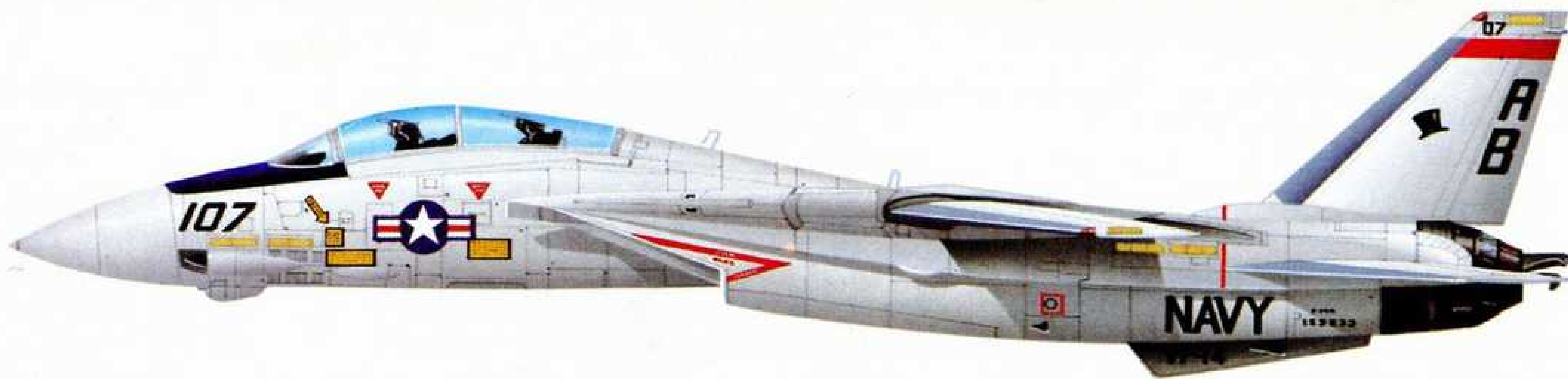
El F-14 fue diseñado para suceder al McDonnell Douglas F-4 Phantom II, uno de los mejores cazas de todos los tiempos. Se pretendía que el nuevo avión garantizara la continuidad de la superioridad aérea estadounidense, ante el gigantesco avance de la tecnología soviética en aviones de combate. Era también necesario proporcionar defensa aérea a larga distancia para la Armada contra ataques múltiples de aviones armados con misiles. En tercer lugar, el nuevo avión debía ser capaz de efectuar misiones de ataque, como caza de escolta y como plataforma para armas aire-superficie. Estos requisitos sólo podían ser cumplidos por un avión que incorporara avances en distintas áreas tecnológicas: aerodinámica, propulsión, estructura, aviónica y armamento. En el F-14 se combinan alas de geometría variable, turbofan con poscombustión, el radar AWG-9 y el misil Hughes AIM-54A Phoenix; el resultado es un interceptador sin par y un caza polivalente con unas características de flexibilidad operativa prácticamente inigualadas.

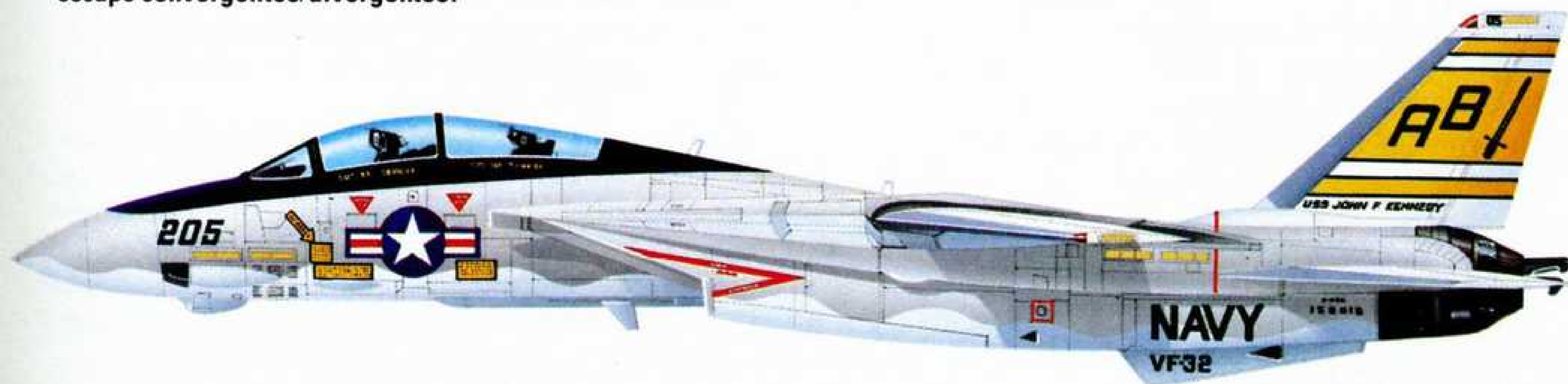
Los orígenes del programa F-14 se remontan a finales de los años cincuenta, cuando la Douglas proyectó un avión «Missileer» para defensa aérea de la Armada norteamericana contra ataques simultáneos de bombarderos a larga distancia. El F-6D Missileer debía ser un avión subsónico de patrulla, que confiaría en el alcance de sus misiles para destruir a los bombarderos enemigos antes de que éstos pudiesen utilizar sus propias armas. Cada F-6D debía llevar seis misiles de largo alcance Eagle en soportes subalares y otros dos bajo el fuselaje.



Un Tomcat a punto de entrar en contacto con el puente de un portaviones. El rayado gancho de detención aparece en posición para enganchar el primer cable; las alas variables se encuentran en la posición «sin flecha», y los flaps de ranura extendidos (foto Grumman).

F-14A del Squadron de caza embarcado VF-14 («Sombrero de copa»), con el distintivo de la unidad en la deriva. Pertenece al Ala n.º 1 embarcada en el USS *John F. Kennedy*. Son visibles la instalación del cañón M61 en la proa, las tomas de aire ligeramente inclinadas y las ahusadas toberas de escape convergentes/divergentes.





Este F-14 de la US Navy ostenta las marcas del Squadron de caza embarcado VF-32 con base en Oceana, Virginia, que cuando se hizo la ilustración operaba como parte del Ala embarcada CVW 1 desde el USS *John F. Kennedy*. Un misil Sparrow aparece semioculto bajo el fuselaje.

El programa F-6D/Eagle se descartó a finales de 1960, pero los principios básicos del sistema de armas se mantuvieron en el Grumman F-111B, cuyo primer vuelo tuvo lugar en 1965. El F-111B fue la variante naval del General Dynamics F-111 de alas de geometría variable, un avión polivalente, que podía cubrir las necesidades de las Fuerzas Aéreas de un avión de interceptación a baja cota, y las de la Armada de un caza de defensa aérea que reemplazase al F-4. En su forma naval, el avión fue equipado con una versión desarrollada del sistema de armas planeado inicialmente para el F-6D: el Hughes AWG-9 y un derivado del misil Eagle, el Hughes AIM-54 Phoenix.

Un comienzo desastroso

El F-111B encontró muchos problemas en el curso de su desarrollo, el más serio de los cuales fue el continuo y dramático aumento de peso. Por ello, en octubre 1967 Grumman propuso un diseño completamente nuevo, más pequeño y ligero que el F-111B, que mantendría el sistema AWG-9 y los misiles Phoenix, pero permitiría prestaciones mucho más altas. A comienzos de 1969 la Marina de EE UU eligió el diseño de la Grumman en el concurso para un nuevo caza, que debía sustituir al F-111B; el proyecto se denominó F-14A.

El primer F-14A hizo su vuelo inicial desde la planta de Grumman en Calverton el 21 de diciembre de 1970, pilotado por el jefe de pilotos de pruebas de la compañía, Bob Smith, con el piloto del proyecto F-14, Bill Miller, en el asiento trasero. Nueve días después este avión se estrelló en su segundo vuelo, a causa de la pérdida de control causada por fallos debidos a fatiga de material en las tuberías de acero inoxidable del sistema hidráulico. Los dos miembros de la tripulación se salvaron al lanzarse en vuelo, pero el F-14 quedó completamente destruido. Con las tuberías de acero reemplazadas por otras de titanio, el segundo F-14 voló el 24 de mayo de 1971.

El F-14 sufrió otros dos accidentes en el curso de sus pruebas de desarrollo. El 30 de junio de 1972, Bill Miller se mató al caer su avión (n.º 10) al mar cuando ensayaba para una exhibición aérea, y el 20 de junio de 1973 un F-14 conducido por una tripulación de la US Navy fue alcanzado por un misil Sparrow de prácticas que él mismo acababa de lanzar. Después de este accidente se instalaron cartuchos de eyección de misiles más potentes.

El F-14A efectuó sus primeros apontajes y despegues con catapulta desde el USS *Forrestal* durante junio de 1972. Los dos primeros Squadrons operacionales, VF-1 y 2 fueron destinados al USS *Enterprise* en setiembre de 1974. En 1981 el F-14A equipaba el Squadron de pruebas y evaluación VX-4 con base en Point Mugu, California, y los Squadrons de la Flota VF-51, 111 y 124, basados en Miramar, y VF-32, 41, 84, 101 y 142 con base en Oceana, Virginia. Los planes de la US Navy son adquirir un total de 521 F-14, para equipar 18 Squadrons, y en 1981 el ritmo de producción era de 30 aviones por año.

El F-14A está también en servicio en las Fuerzas Aéreas Islámicas Revolucionarias de Irán. El propósito original al exportar estos aviones era prevenir los vuelos sobre territorio iraní de los Mikoyan Gurevich MiG-25 de las Fuerzas Aéreas Soviéticas, que habían comenzado a principios de los setenta, muy por encima del techo de servicio de los F-4 y Northrop F-5 de las Fuerzas Aéreas Imperiales Iraníes.

La posibilidad de una venta de F-14 a Irán surgió en mayo de 1972, en conversaciones entre el Sha y el presidente Nixon, cuando éste visitó Irán. Los contratos por un total de 80 F-14A (incluidos el armamento, los repuestos y la asistencia técnica) se firmaron en junio de 1974 y enero de 1975. Las entregas a Irán comenzaron en enero de 1976 y acabaron en julio de 1978. Después de la caída del Sha, la asistencia norteamericana cesó y se cortaron los suministros de recambios. El F-14 parece haber tenido escasa participación en la dilatada guerra con Iraq, y algunos informes sugieren que sólo siete de los 75 aviones que permanecen en las bases de Shiraz y Khatami continuaban en estado de vuelo a mediados de 1981.

Básicamente, el Tomcat es un biplaza en tándem movido por dos turbofan Pratt & Whitney TF-30-P-414 de 9 480 kg de empuje con poscombustión, integrados en contenedores suspendidos que van equipados frontalmente con un complejo sistema de tomas de aire de flujo variable y cuatro ondas de choque, y en la parte posterior con toberas de escape, variables mecánicamente, del tipo convergente/divergente. Aparte de sus alas de geometría variable, el único rasgo inusual es el uso de derivas gemelas, diseñadas para prevenir una repentina pérdida de empuje por fallo de un motor, en vuelo a velocidad máxima.

El F-14 fue el segundo avión de producción occidental que utilizaba alas de geometría variable y, como su predecesor el F-111, el diseño del ala estaba basado en el concepto de «articulación externa» desarrollado por la NASA para minimizar el cambio de estabilidad del avión cuando se mueven los paneles externos. Las dos charnelas sobre las que pivotan las secciones externas alares se encuentran de hecho a casi 5,50 m de distancia entre sí.

La geometría variable ofrece ventajas especiales aplicada a un caza naval: de una parte, con las alas abiertas (20° de flecha en el borde de ataque), el F-14 puede obtener buenas prestaciones en



Formación de Tomcat del Squadron VF-1 («Wolf Pack», manada de lobos), del Ala embarcada n.º 9 a bordo del USS *Constellation*. El F-14A es el principal caza de defensa aérea en servicio con la US Navy y se espera que permanezca en servicio por lo menos hasta mediados los años noventa (foto Grumman).

despegue y aterrizaje, largo alcance en vuelo subsónico y dilatada autonomía para misiones de patrulla aérea de combate; por otro lado, la posición de alas plegadas (68°) proporciona al Tomcat excelentes prestaciones transónicas y supersónicas y mínima respuesta a las ráfagas de viento en misiones de penetración rasante. El ala F-14 puede también «sobreplegarse» a 75° para reducir la envergadura y facilitar su estacionamiento en los abarrotados hangares de los portaviones.

Aunque el piloto puede controlar manualmente el ángulo de flecha alar si lo desea, el ala se mueve normalmente de forma automática a la posición calculada por la computadora central para obtener la menor resistencia del avión en cada condición de vuelo. La velocidad máxima de variación del ángulo es de 7,5° por segundo.

Tecnología avanzada

Una peculiar característica del F-14 es la llamada «aleta enguantada», una superficie triangular retráctil en el borde de ataque de la parte fija de cada ala. Estas aletas se extienden automáticamente para compensar el desplazamiento hacia atrás del centro de presiones aerodinámicas a muy altas velocidades, y adoptan la posición totalmente abierta a partir de Mach 1,5. Pueden también ser utilizadas manualmente para mejorar la manejabilidad.

Grumman aprovechó en el programa F-14 la experiencia del proyecto F-111 y utilizó una tecnología mucho más avanzada en la estructura central del ala, que lleva las dos charnelas, reemplazando la estructura central de acero remachado del F-111 por una unidad mucho más ligera de titanio soldado por flujo de electrones.

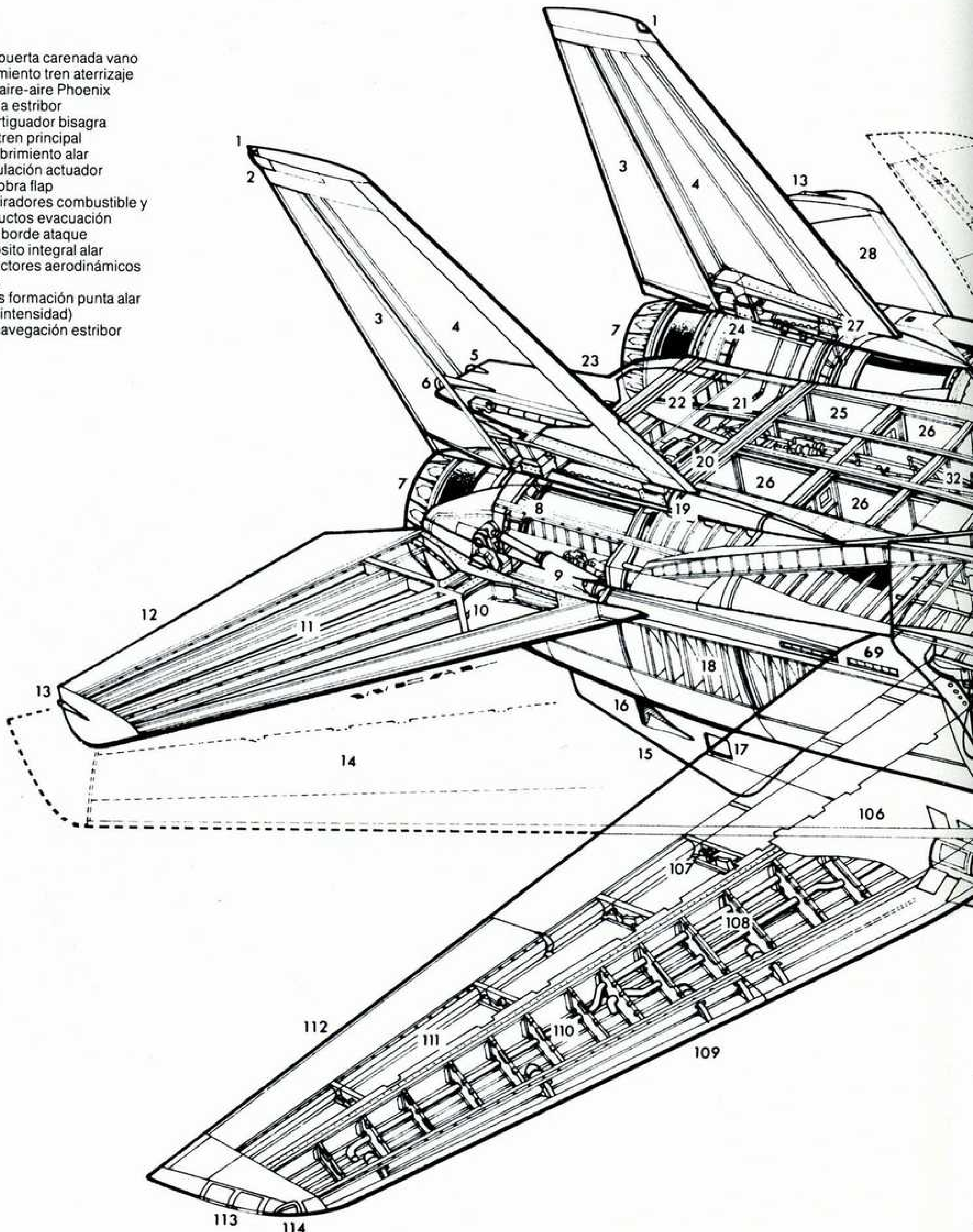
Pero la célula de geometría variable y sus potentes pero económicos turbofan son sólo una parte de la historia: lo que hace al F-14 único son su aviónica y su radar. El radar Hughes AWG-9, gracias a un sistema de exploración y seguimiento simultáneos, puede vigilar 24 escenarios al mismo tiempo, mientras la computadora planifica ataques a seis de ellos. El radar puede detectar blancos del tamaño de un bombardero a 315 km, cazas a 215 km y pequeños misiles de crucero a más de 120 km. Como complemento del radar, el F-14 dispone de un sistema de detección de blancos por infrarrojos y está en proyecto añadirle un sistema de identificación visual a larga distancia.

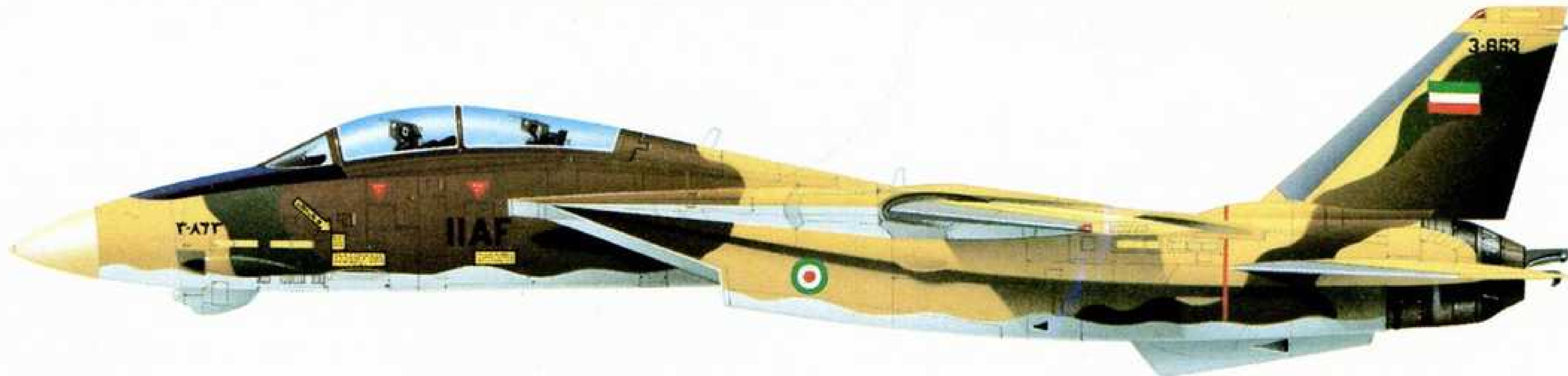
Único como el F-14 es el misil aire-aire Hughes AIM-54A Phoenix, que proporciona una increíble capacidad, de largo alcance y en cualquier condición atmosférica, contra toda clase de blancos aéreos. El Phoenix mide aproximadamente 4 m de largo y 40 cm de diámetro, con una envergadura de unos 90 cm. Pesa alrededor de 450 kg al lanzamiento y lleva 60 kg de explosivos en su cabeza de guerra. La guía es inicialmente por radar semiactivo buscador (que utiliza las reflexiones de la emisión del caza lanzador), seguida de guía por radar activo buscador en la fase final. El Phoenix consigue, al parecer, su extraordinario alcance gracias a una ascensión preprogramada hasta una altitud máxima, seguida de un descenso supersónico hacia su objetivo.

Complementando a los misiles Phoenix en su papel aire-aire, están los AIM-7 Sparrow de alcance medio y radar buscador, los de alcance relativamente corto AIM-9 Sidewinder de guía infrarroja y el cañón revólver M61. Las posibles configuraciones de misiles incluyen seis Phoenix en combinación con dos Sidewinder, pero un armamento más usual para misiones de interceptación es el de dos

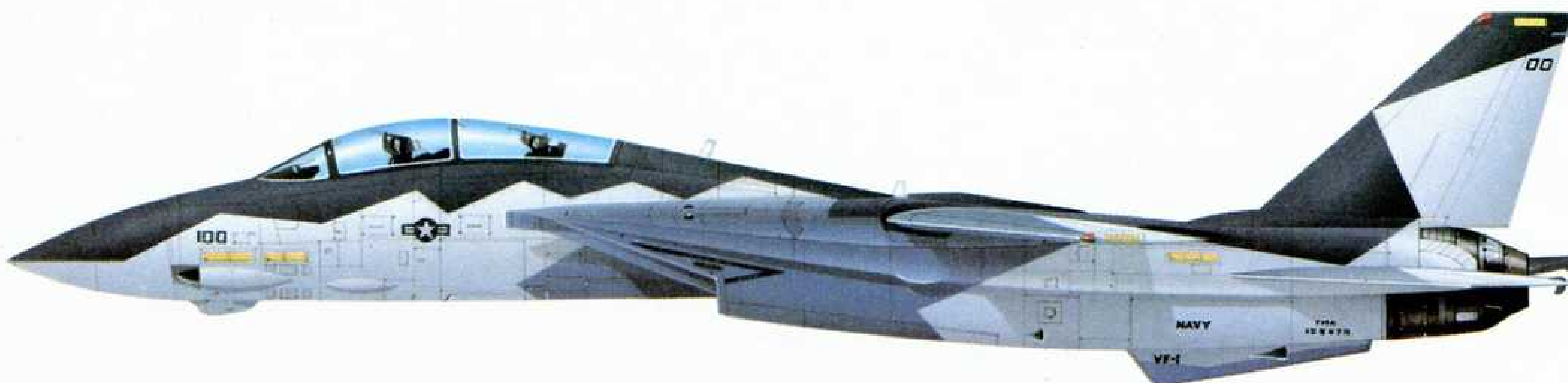
Corte esquemático del Grumman F-14A Tomcat

1 Luces anticolisión
2 Antena DECM/RCVR
3 Timón dirección en «panal de abeja»
4 Recubrimiento en sandwich de la deriva en «panal de abeja»
5 Luz navegación trasera
6 Tubería drenaje combustible
7 Toberas
8 Montaje trasero motor/vigueta montaje estabilizador
9 Actuador empenaje
10 Conjunto pivotaje empenaje
11 Estabilizador boro epoxídico
12 Borde fuga en panal abeja
13 Antena receptora APR-25
14 Posición alar en flecha máxima
15 Aleta ventral
16 Admisión aire refrigerador aceite motor
17 Mástil antena de UHF
18 Estructura trasera fuselaje
19 Unión remachada deriva
20 Amortiguador gancho apontaje
21 Articulación control empenaje
22 Aerofreno (superficie superior)
23 Sección trasera planiforme revisada (reducida) del fuselaje (del aparato n.° 87 en adelante)
24 Conjunto espita deriva
25 Respiradero depósito
26 Depósitos traseros integrados en fuselaje
27 Carenado base deriva
28 Empenaje babor
29 Posición alar en flecha máxima
30 Junta estanca hinchable (integrada en ala estribor)
31 Turbofan Pratt & Whitney TF30-P-412 babor
32 Cables control
33 Articulación unión trasera fuselaje
34 Carapachos refuerzo
35 Antenas VHF
36 Estructura soporte (en titanio) charnelas pivotaje ala
37 Gato rosca de plegado ala
38 Eje guía flap
39 Flap
40 Luces formación punta alar (baja intensidad)
41 Luz navegación babor
42 Slats borde ataque
43 Depósito integrado ala
44 Eje guía slat
45 Equipo pivotaje alar
46 Receptáculos ruedas principales
47 Compuertas descarga entrada aire
48 Salida aire termocambiador ECS
49 Luces navegación (sobre y bajo la aleta enguantada)
50 Aleta enguantada (en posición abierta)
51 Cubierta abatible
52 Estructura cubierta en una sola pieza (aluminio forjado)
53 Espejos retrovisores (3 piloto y uno oficial vuelo)
54 Presentador datos
55 Asiento eyector piloto (Martin Baker GRU-7A cero-cero)
56 Presentador vertical conjunto indicadores
57 Parabrisas (cristal blindado)
58 Limpiaparabrisas
59 Antena UHF-ADF
60 Toma reaprovisionamiento en vuelo (retraída)
61 Sensor temperatura parabrisas
62 Antena planar exploradora radar AWG-9
63 Sistema antenas IFF
64 Radomo abisagrado
65 Balancín sintonización radar
66 Buscador infrarrojo/unidad óptica TV
67 Luz anticolisión
68 Compartimiento electrónica
69 Luces formación baja intensidad
70 Toma reaprovisionamiento en tierra
71 Registro toma reaprovisionamiento en vuelo
72 Pedales timón dirección
73 Compuertas tren delantero
74 Enganche lanzador catapulta
75 Ruedas dobles tren delantero
76 Pata tren delantero
77 Martinete retracción
78 Contenedores LOX (oxígeno líquido)
79 Cañón revólver M61 A-1 bajo la cabina (babor)
80 Transmisor/receptor ECM
81 Asiento eyector oficial vuelo
82 Mamparo posterior
83 Actuador cubierta
84 Rectificadores transformadores
85 Computadora vuelo
86 Cuadernas maquinadas fuselaje
87 Depósitos delanteros integrados en fuselaje
88 Largueros principales fuselaje (titanio)
89 Compuertas «rampas» toma de aire (3)
90 Luces navegación (bajo y sobre aleta enguantada)
91 Actuador aleta
92 Acceso actuador neumático
93 Largueros maquinados aleta
94 Pivote aleta
95 Panel superior entrada aire
96 Cuatro misiles aire-aire Phoenix semihundidos
97 Entrada aire
98 Carenado tren de aterrizaje principal
99 Montante compresión tren
100 Zapata lanzamiento misiles aire-aire Sidewinder
101 Compuerta carenada vano alojamiento tren aterrizaje
102 Misil aire-aire Phoenix
103 Rueda estribor
104 Amortiguador bisagra
105 Pata tren principal
106 Recubrimiento alar
107 Articulación actuador maniobra flap
108 Respiradores combustible y conductos evacuación
109 Slats borde ataque
110 Depósito integral alar
111 Deflectores aerodinámicos
112 Flaps
113 Luces formación punta alar (baja intensidad)
114 Luz navegación estribor






Uno de los aproximadamente 75 F-14A vendidos a Irán, y que ahora forman parte de las Fuerzas Aéreas Islámicas Revolucionarias. Este avión es virtualmente idéntico a los de la US Navy, con armamento completo, incluidos misiles Phoenix, pero con cambios menores en la aviónica, como por ejemplo en el equipo IFF.



F-14A del Squadron de caza embarcado VF-1 («Wolf Pack»), aparentemente destacado en el Squadron de evaluación VX-4 en Point Mugu, California. El inusual camuflaje astillado y la pequeña insignia de EE UU indican que probablemente es utilizado para simular aviones enemigos en pruebas de combate aéreo.



F-14A con sus alas en posición de flecha máxima (nótese la cercanía del borde de fuga del ala al de ataque del estabilizador) y con armamento de defensa aérea de cuatro misiles AIM-54A Phoenix de largo alcance bajo el fuselaje, dos AIM-7 Sparrow en soportes subalares y dos AIM-9 Sidewinder en los travesaños de los soportes subalares (foto Grumman).


00
00
0
CDR SKIP FURLONG
LT JG DALE GARDNER
RESCUE
100
USS ENTERPRIS
JET
DANGER
INTAKE



Grumman F-14A Tomcat

Especificaciones técnicas

Tipo: caza biplaza polivalente embarcado
Planta motriz: dos turbofan con poscombustión Pratt & Whitney TF30-P-412A de 9 480 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima (en configuración limpia) Mach 2,34 o 2 486 km/h; trepada a 18 290 m en 2 min 6 seg; radio de operaciones con cuatro AIM-7F Sparrow 725 km
Pesos: vacío 18 036 kg; máximo en despegue 31 945 kg
Dimensiones: envergadura sin flecha 19,55 m, en flecha 11,65 m, en flecha máxima 10,15 m; longitud 19,10 m; altura 4,88 m; superficie alar 52,49 m^2
Armamento: un cañón M-61A1 de 20 mm con 676 disparos, más seis AIM-7F Sparrow y cuatro AIM-9 Sidewinder, o seis AIM-54A Phoenix y dos AIM-9, o una extensa variedad de armas aire-superficie hasta un máximo de 6 575 kg





Grumman F-14A Tomcat del Squadron de caza de la US Navy VF-1 «Wolf Pack». El ala variable del F-14, que se ve aquí en posición de flecha máxima a 68°, es posiblemente la única en graduarse por un programador automático de flecha alar. En combate envolvente cercano, las alas pivotan continuamente hacia dentro y hacia fuera, proporcionando capacidades excepcionales de giro.



Un Grumman F-14A Tomcat exhibe su configuración de flecha máxima. Este avión pertenece al VF-32, basado en el USS *John F. Kennedy*, y muestra un pesado armamento de largo alcance, compuesto por seis misiles aire-aire AIM-54A Phoenix (foto Grumman).

Phoenix, dos Sparrow y dos Sidewinder. Las pruebas de tiro con el Hughes Phoenix han escrito historia en aviación: el récord de alcance se consiguió al lanzar un Phoenix contra un blanco que simulaba un «Backfire» a 204 km de distancia, recorriendo el misil 135 km hasta hacer blanco en el avión sin piloto, que volaba a Mach 1,5. El récord de altitud se alcanzó cuando un Phoenix interceptó con éxito a un misil Bomarc que simulaba un MiG-25, a Mach 2,7 y 24 700 m de altura. La interceptación de un blanco tipo misil de crucero por un avión de caza se consiguió con el disparo de un Phoenix desde un F-14 contra un pequeño blanco que volaba a Mach 0,75 y 15 m de altura, desde una distancia de lanzamiento de 41 km. Sin embargo la prueba más destacable fue la de una descarga de seis misiles Phoenix en un periodo de 38 segundos contra diferentes blancos entre 57 y 93 km de distancia. Cuatro de los misiles lograron impactos directos. El porcentaje medio de éxitos en las pruebas realizadas por la US Navy es de un 84 % aproximadamente.

La combinación del radar AWG-9 y el misil Phoenix sitúa al F-14 en una categoría aparte. Ningún otro caza occidental puede compararsele en capacidad de largo alcance, todo tiempo, e interceptación de objetivos múltiples. El avión carece de la aceleración, trepada y capacidad de giro de algunos cazas de reciente aparición, pero su velocidad máxima es sobrepasada por muy pocos. Los detalles exactos son secretos, pero la estimación más usual de Mach 2,34 no debe estar demasiado lejos de la realidad. El único caza que alcanza una velocidad bastante más alta es el MiG-25, del que se cree que es capaz de volar a Mach 2,8.

La intención original de la US Navy era que el F-14A propulsado por el TF30 fuera rápidamente sucedido en las líneas de producción por el F-14B equipado con dos turbofan Pratt & Whitney F401 de 12 745 kg de empuje estático cada uno. El F401 iba a ser probado en vuelo en el 7º y el 13º avión, para pasar a ser versión estándar desde el 68º avión en adelante, alcanzando el estadio operativo hacia finales de 1973. Pero restricciones presupuestarias condujeron a la cancelación del programa F401, a pesar de que el motor fue probado en un F-14 modificado, teniendo lugar el primer vuelo en setiembre de 1973.

Se han propuesto al menos otras dos variantes del F-14 basadas en el motor F401. Aunque los detalles oficiales nunca han sido publicados, parece que el F-14C debería haber sido un avión propulsado por el F401 con aviónica mejorada, y el F-14D una versión optimizada para el combate a mediano y corto radio, que combinaría el motor F401 con un radar simplificado y una célula aligerada, sin misiles Phoenix. El F-14 podría obviamente mejorar con motores más potentes y la US Navy aprovechó la oportunidad de compartir con las Fuerzas Aéreas los costos del desarrollo del motor General Electric F101DFE (Derivate Fighter Engine, motor derivado para cazas) de 13 150 kg de empuje, basado en el F101 utilizado en los prototipos del bombardero de geometría variable Rockwell B-1. El F101 DFE está en la actualidad en fase de pruebas de vuelo, acoplado al General Dynamics F-16 de la US Air Force y al F-14 de la Navy; el «Super Tomcat» resultante ha efectuado su primer vuelo el 14 de julio de 1981.

Actualmente también se efectúan trabajos para modernizar la serie de misiles Phoenix, inicialmente con el modelo AIM-54C, que se encuentra en pruebas. La nueva variante posee un procesador digital programable de señales, un transmisor/receptor de estado sólido, un autopiloto digital y un nuevo tipo de espoleta de proximidad. También se ha empezado a planificar el modelo siguiente, conocido como «Phoenix-X».

En un nivel más modesto, se está proveyendo a algunos F-14 de la US Navy de contenedores de reconocimiento para ser utilizados interinamente como reemplazo para el Rockwell RA-5C Vigilante y el Vought RF-8G Crusader. El contenedor se monta bajo la trasera del fuselaje y alberga una cámara de cuadro KS-87B, una cámara panorámica KA-99 y un explorador de infrarrojos AAD-5. Están previstos seis prototipos y 48 contenedores de producción; cada ala embarcada dispondrá así de tres aviones F-14A/TARPS (Tactical Airborne Reconnaisance Pod System).

El hecho de que el F-14A/TARPS pueda llevar a cabo misiones de reconocimiento conservando su carga completa de misiles es una muestra más de la notable versatilidad del avión. Si se les acopla la planta motriz F-101DFE, los Tomcat pueden permanecer durante muchos años en servicio, ya que no hay indicios de ningún rival a su increíble capacidad de interceptación a largo alcance.

A la derecha: Un Tomcat con cuatro misiles Phoenix y sendos pares de Sparrow y Sidewinder. Utilizando sus Phoenix, dos Tomcat destruyeron un par de Sukhoi Su-22 libios sobre el Mediterráneo en agosto de 1981 (foto Grumman).

Variantes del Grumman F-14 Tomcat

F-14A: versión estándar de producción para la US Navy y Fuerzas Aéreas Iraníes, propulsada por dos turbofan con poscombustión Pratt & Whitney TF30-P-412A de 9 480 kg de empuje (por lo menos 521 pedidos por US Navy, más 80 servidos al Irán)
F-14A/TARPS: como el F-14A, previsto para incorporación de TARPS (sistema contenedor de reconocimiento táctico) bajo la cola del fuselaje (49 conversiones)
F-14B: como el F-14A, provisto de turbofan con poscombustión Pratt & Whitney F401 de 12 745 kg de empuje
F-14C: versión supuestamente en proyecto del F-14B con aviónica optimizada
F-14D: versión supuestamente en proyecto del F-14B optimizado para combate aéreo de corto y medio alcance, con célula simplificada, radar aligerado y ausencia de misiles Phoenix
Super Tomcat: designación (posiblemente no oficial) dada a un F-14A de pruebas convertido, con motor General Electric F-101DFE de 13 150 kg de empuje, en lugar del TF30; es posible que todos los F-14A de la US Navy sean convertidos a ese estándar


NAVY

A-Z de la Aviación

Aérospatiale Caravelle



Aérospatiale (Sud) SE 210 Caravelle Super 12 de Sterling Airways, Dinamarca.

Historia y notas

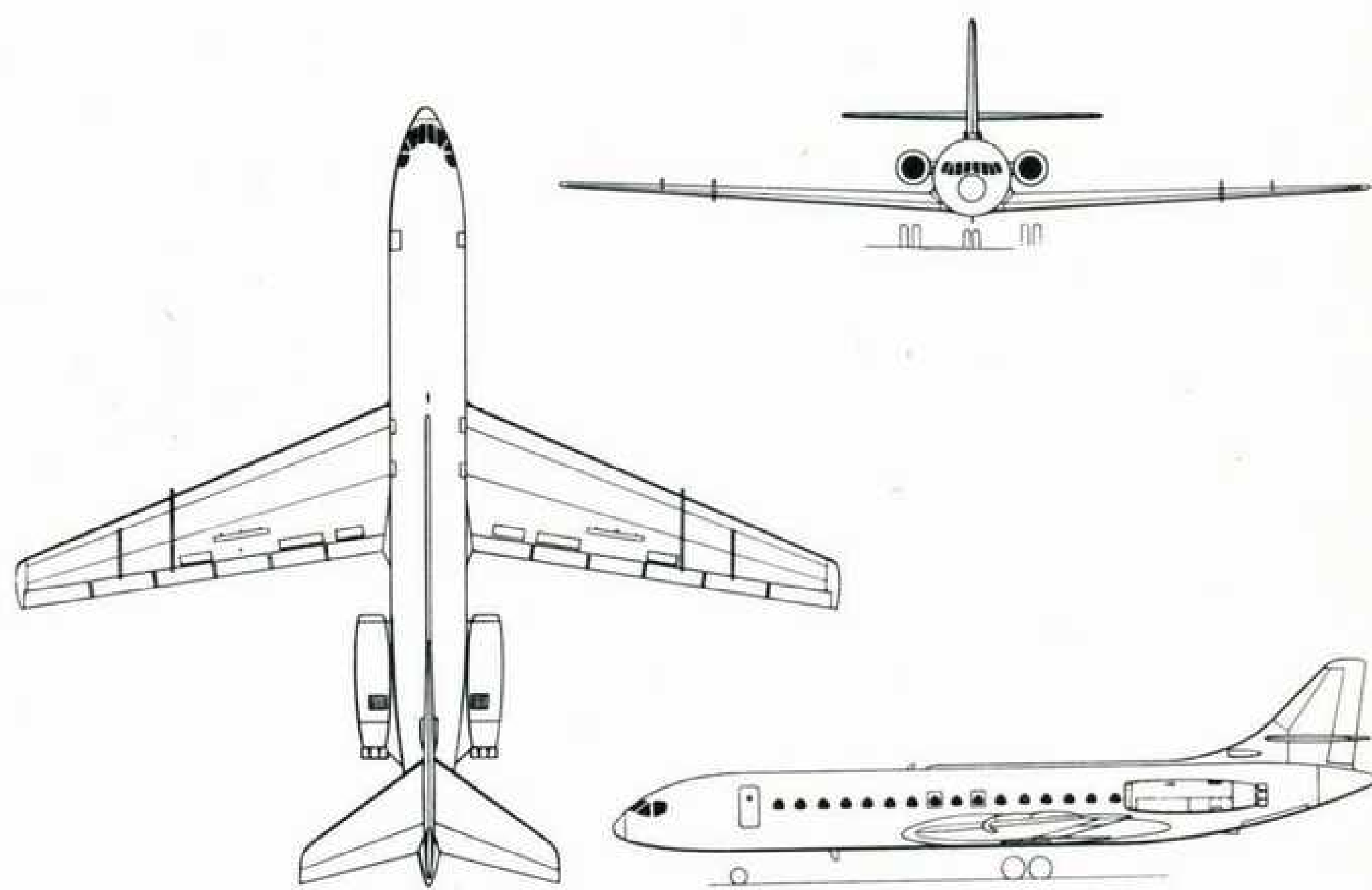
El primer turborreactor comercial francés, el **Caravelle**, se distinguió también por ser el primer turborreactor comercial de corto y medio alcance, y el único con la planta motriz montada en la parte posterior del fuselaje. Una disposición del Ministerio francés de Aviación Civil de noviembre de 1951 llamaba al desarrollo en Francia de un avión de línea equipado con turbina y capaz de competir en el mercado internacional con los aviones de esta categoría que ya estaban volando en Gran Bretaña y que serían desarrollados en EE UU.

Se recibieron proyectos de diseño de seis fabricantes nacionales, y finalmente se escogió el de la Sud-Est, a quien el Secrétariat d'État à l'Air encargó dos prototipos en enero de 1953; unas semanas después se elegía el nombre de Caravelle para los nuevos aparatos de línea. La Sud-Est, o Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud-Est (SNCA-SE), para darle su nombre completo, se unió con la Sud-Ouest (SNCASO) el 1.º de marzo de 1957, para formar la Sud-Aviation. Esta última compañía se unió luego con la Nord-Aviation y la SEREB para formar, el 1.º de enero de 1970, la Société Nationale Industrielle Aérospatiale.

En su forma inicial el Caravelle, que llevó la denominación de la Sud-Est SE210, había sido proyectado para dar cabida a 52 pasajeros, y el primero de los dos prototipos, ambos equipados con dos turborreactores Rolls-Royce Avon RA.26, de 4 536 kg de empuje, voló por primera vez el 27 de mayo de 1955. Sin embargo, la serie inicial de producción **Caravelle I** alargó el fuselaje en 1,41 m, para proporcionar acomodo normal a 64 pasajeros, con una distribución de asientos de varias clases.

El Caravelle tenía una configuración de monoplano de ala baja y estaba íntegramente construido en metal. El ala en flecha incluye alerones accionables hidráulicamente, flaps con borde de fuga de tipo Fowler y aerofrenos en el extradós y el intradós de las alas, delante de los flaps. La unidad de cola también estaba equipada con superficies de control, y el empenaje estaba montado sobre la deriva para protegerlo del chorro de las turbinas, instaladas a ambos lados del fuselaje de popa. Este uso pionero de los turborreactores montados en popa tenía como fin principal asegurar que el ala «limpia» (libre de interferencias aerodinámicas provocadas por los motores, montajes de motores y barquillas) rindiera su prestación óptima; pero también, secundariamente, el de reducir el nivel de ruidos en el ambiente de la cabina. En este último aspecto, los pasajeros sentados en la parte delantera eran los más beneficiados y muchos, luego, al comparar entre el Caravelle, el Boeing 707 y el de Havilland Comet, se refirieron con entusiasmo a la «tranquila» cabina del Caravelle. El tren de aterrizaje era del tipo triciclo replegable hidráulicamente, con dos ruedas en el morro y un conjunto de cuatro ruedas en cada pata. La planta motriz del Caravelle I (del que se construyeron 19 ejemplares) constaba de dos motores Avon Ra.29 Mk 522 de 4 763 kg de empuje; en cambio el **Caravelle IA** que le siguió (y del que se construyeron 13) tenía motores RA.29/1 Mk 526.

Luego se construyeron un total de 78 **Caravelle III**, cuya diferencia era tener instalados motores RA.29/3 Mk 527 de 5 307 kg de empuje. Todos menos uno de los Mk I y los 13 Mk IA Caravelle fueron más tarde convertidos en Mk III estándar. La producción continuó con el **Caravelle VI**, de los que el VI-N (construidos 53) y el


Aérospatiale (Sud) SE 210 Caravelle VI-R

VI-R (construidos 56) tenían las siguientes características diferenciales: el VI-N tenía dos turborreactores RA.29/6 Mk 531 de 5 534 kg de empuje, y el VI-R tenía motores Mk 532R o Mk 535R de 5 715 kg de empuje, que introducían inversores de empuje para reducir la carrera de aterrizaje. Otras mejoras que se incorporaron en el VI-R fueron la ampliación de las ventanillas de la cabina de pilotaje a fin de aumentar el campo visual, frenos más poderosos y equipo de deflectores de ala para disminuir la sustentación.

La siguiente versión, que voló el 3 de marzo de 1964, fue el **Super Caravelle** (construidos 22), un desarrollo considerablemente refinado de la familia básica Caravelle, que introducía muchas mejoras aerodinámicas. Las mismas incluían una extensión delantera del borde de ataque del ala, junto a la raíz; la introducción de flaps de doble ranura con un recorrido extra de 10° del flap; la instalación de un carenado en forma de bala en la intersección del timón de dirección y los timones de profundidad, y un incremento de 1,40 m en la envergadura del empenaje. Otros progresos comprendían la instalación de motores turbofan Pratt & Whitney JT8D-7 de 6 350 kg de empuje, el alargamiento en un metro del fuselaje para dar acomodo en clase turista a un máximo de 104 pasajeros, la introducción de una unidad auxiliar de potencia y la modernización de los sistemas eléctrico e hidráulico.

El Super Caravelle había recibido originariamente la denominación de **Caravelle 10B**, y el modelo fue sucedido por el **10R** (construidos 20), el primero de los cuales voló el 8 de enero de 1965. Era básicamente una célula Caravelle VI, con motores JT8D-7, inversores de empuje en cascada diseñados por la Sud-Aviation, y una modificación de la célula para incrementar la capacidad de las bodegas de carga inferiores. Luego la compañía de-



En sus operaciones dentro de la Francia metropolitana, Air Inter (Lignes Aériennes Intérieures) utiliza, entre otros tipos, 16 Aérospatiale (Sud) Caravelle III y siete Caravelle 12. El tipo que se ve aquí es un Caravelle III, equipado con un par de turborreactores Rolls-Royce Avon (foto Air Inter).

sarrolló el **Caravelle 11R** para satisfacer un pedido de aumento de la capacidad de carga en rutas de alcance medio. El Caravelle 11R fue, pues, una versión de pasajeros y carga con acomodo normal para 50 pasajeros de clase turista y 66 m² de carga. Esto se consiguió gracias a un alargamiento de 0,93 m en el fuselaje por delante del ala, el refuerzo del piso de la cabina y de ciertas áreas del fuselaje, la provisión de una puerta de carga de 3,32 por 1,84 m en el lado de babor del fuselaje delantero, y el añadido de un tabique móvil para separar el espacio destinado a la carga de los pasajeros. Sólo se construyeron seis ejemplares de esta versión, el primero de los cuales realizó su vuelo inicial el 21 de abril de 1967.

El último Caravelle de producción fue el **Mk 12,** desarrollado a partir del Super-Caravelle, y con un fuselaje alargado en 3,23 m para dar acomodo a un máximo de 140 pasajeros. Otros cambios incluían el refuerzo de la estructura a fin de soportar pesos mayores, y la introducción de turbofan Pratt & Whitney JT8D-9. El primero voló el 29 de octubre de 1970 y la producción del Caravelle 12 fue de 12 ejemplares, con lo que la producción total alcanzó las 280 unidades, incluidos los prototipos. En el apogeo de su utilización, los Caravelle prestaban servicio en unas 35 compañías. En 1980 muchos permanecían en servicio; unos pocos son utilizados por pequeñas fuerzas armadas en calidad de aviones de transporte.

Especificaciones técnicas
Aérospatiale Caravelle 12
Tipo: avión de transporte de alcance corto y medio
Planta motriz: dos turbofan Pratt & Whitney JT8D-9 de 6 577 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima de crucero, con carga de 50 000 kg, 825 km/h a 7 620 m; autonomía con combustible máximo, 11 240 kg de carga útil y sin combustible de reserva, 4 040 km; autonomía con carga útil máxima de 13 200 kg, sin combustible de reserva, 3 465 km
Pesos: vacío 29 500 kg; máximo en despegue 58 000 kg
Dimensiones: envergadura 34,29 m; longitud 36,23 m; altura 9,02 m; superficie alar 146,70 m²
Usuarios: Aerotal, Aerotour, Aerovías del César, Air Afrique, Air Burundi, Air Charter International, Air France, Air Inter, Aviaco, China Airlines, CTA Euralair, Europe Aero Service, Far Eastern Air Transport, Finnair, Indian Airlines, Midwest Air Charter, Minerve SA, SAETA, Servicios Aéreos Nacionales, Sterling Airways, Syrian Arab Airlines, TAE y Trans Europa, entre otros

Aérospatiale Ludion: ver Sud-Aviation

Aérospatiale N 3202-B1B: ver Nord 3202

Aérospatiale N 500: ver Nord 500

Aérospatiale Rallye: ver Socata Rallye

Aérospatiale SE 313B/SA 318C Alouette II

Historia y notas
De configuración convencional pero diseño robusto, el **Aérospatiale Alouette II** fue uno de los primeros verdaderos helicópteros multiuso y se distiguió en gran variedad de tareas. Esta adaptabilidad se vio facilitada por su seguro motor turboeje, de fácil mantenimiento, y su tren de aterrizaje, que podía ser tanto de ruedas como de patines o flotadores, y que contaba además con un tren de flotación de emergencia.

En su origen, el Alouette II era un **Sud-Est SE 3120 Alouette** (Alondra), helicóptero ligero triplaza diseñado especialmente con fines agrícolas. El primer prototipo SE 3120 voló el 31 de julio de 1952, equipado con un motor Salmson 9NH radial de 200 hp, y un año después establecía un nuevo récord internacional de duración para helicópteros en circuito cerrado, con 13 h 56 min. La célula básica fue entonces enteramente rediseñada a fin de adaptarse al turboeje Turboméca Artouste I de 360 hp, y el primero de los dos prototipos, denominado **SE 3130,** voló el 12 de marzo de 1955, seguido de tres aparatos de preproducción en 1956. El 2 de mayo de 1956 se otorgó al Alouette II el certificado francés de autorización de vuelo, y poco después empezaron los pedidos en el mercado internacional. En 1957, al fusionarse la Sud-Est con la Sud-Aviation, se cambió la denominación del Alouette II por la de **SE 313B,** que ya no cambió tras la adquisición de Sud por la Aérospatiale.

Desde el comienzo, el Alouette II demostró tener un excelente diseño, particularmente adaptable a las operaciones a gran altura. Así, durante el período del 9 al 13 de junio de 1958, un Alouette II equipado con un motor turboeje Artouste estableció un nuevo récord de altura para helicópteros de todo tipo, con 10 981 m, y un récord de altura de 9 583 m para helicópteros de la categoría de 1 750 kg. Hacia setiembre de 1960, clientes de 22 países habían encargado no menos de 598 Alouette II, y el tipo era montado en EE UU por Republic Aircraft y en Suecia por Saab. También fue el primer aparato francés de cualquier tipo, y el primer helicóptero del mundo, que obtuvo un certificado de vuelo norteamericano.

En mayo de 1957 se anunció una variante del Alouette II con un motor Turboméca Turmo II de 400 hp, con la denominación **SE 3140,** pero no llegó a la fase de producción. Más éxito tuvo otra variante, equipada con el más económico motor Astazou IIA turboeje y con un embrague centrífugo. El primer prototipo, denominado SA 3180, voló el 31 de enero de 1960, y después de duras pruebas, el 18 de febrero de 1964 se le otorgaba una extensión del certificado francés de autorización de vuelo para el Alouette II. La producción, como **SA 318C,** comenzó el mismo año, y las primeras entregas tuvieron lugar en 1965. De apariencia y versatilidad similares en general al modelo básico, el SA 318C contaba con una velocidad máxima ligeramente superior y mayor autonomía, y era capaz de transportar cargas más pesadas, aunque tenía la desventaja de adaptarse peor a las operaciones a gran altura.

El éxito del diseño básico del Alouette II se vio reflejado en el número creciente de clientes civiles y militares: hacia el 1.º de junio de 1967 se habían encargado un total de 988 Alouette II, incluidos los que llevaban motores Astazou, y se habían entregado 969; el 21 de mayo de 1970 el total ascendió a 1 200 (923 con motores Artouste y 277 con Astazou); este total incluía 450 Alouette II que se habían entregado a las Fuerzas Aéreas, al Ejército y a la Marina de Francia. Hacia la primavera de 1975, cuando la producción de este helicóptero se había dado definitivamente por terminada, la cantidad de Alouette II vendidos llegaba a la cifra de 1 300, y lo utilizaban 126 usuarios, tanto civiles como militares, en un total de 46 países.

En su función militar, ambas versiones del Alouette II pueden cargar una gran variedad de cohetes, misiles y ametralladoras.

Especificaciones técnicas
Aérospatiale SE 313B Alouette II
Tipo: helicóptero ligero multiuso
Planta motriz: un turboeje Turboméca Artouste II C6 de 530 hp, reducido a 360 hp
Prestaciones: (con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 185 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 165 km/h; velocidad ascensional al nivel del mar



Uno de los principales usuarios del Alouette II como taxi aéreo es Aircraft Innsbruck Lufthart (foto A.I.L.)

252 m/min; techo de servicio 2 150 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 1 650 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 920 m; autonomía con combustible máximo al nivel del mar 565 km; autonomía con carga útil de 545 kg al nivel del mar 100 km; autonomía con carga útil de 390 kg al nivel del mar 300 km; duración máxima de vuelo con combustible máximo al nivel del mar 4 h 6 min
Pesos: vacío 895 kg; máximo en despegue 1 600 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,20 m; diámetro del rotor de cola 1,81 m; longitud (palas de rotor replegadas) 9,70 m; altura 2,75 m; superficie discal del rotor principal 81,75 m^2

Aérospatiale SA 318C Alouette II Astazou
Tipo: helicóptero ligero multiuso
Planta motriz: un turboeje Turboméca Astazou IIA de 530 hp
Prestaciones: (con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 205 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 170 km/h; velocidad ascensional al nivel del mar, 400 m/min; techo de servicio 3 300 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 1 520 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 900 m; autonomía con combustible máximo al nivel del mar 720 km; autonomía con 600 kg de carga útil 100 km; autonomía con 480 kg de carga útil 300 km
Pesos: vacío 890 kg; máximo en despegue (versión civil) 1 600 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,20 m; diámetro del rotor de cola 1,91 m; longitud del fuselaje (con rotor de cola en giro) 9,75 m; altura 2,75 m; superficie discal del rotor principal 81,7 m^2

Aérospatiale SA 315B Lama

Historia y notas

Originariamente proyectado para satisfacer un pedido de 1968 de las Fuerzas Armadas Indias y pensado sobre todo para operaciones en condiciones de «altitud y calor», el diseño básico del **Aérospatiale SA 315B Lama** combina una célula Alouette II reforzada con los componentes dinámicos del SA 316B Alouette III, incluidos la planta motriz Artouste y el sistema rotor. El prototipo SA 315 voló por primera vez el 17 de marzo de 1969, recibió el certificado francés de aptitud el 30 de setiembre de 1970, y en julio de 1971 sus fabricantes lo bautizaron con el nombre Lama.

Desde el primer momento, el SA 315B sobresalió en prestaciones de carga a gran altitud. Durante una serie de vuelos de exhibición en el Himalaya indio en 1969, un SA 315B, con una tripulación de dos hombres y 120 kg de combustible, aterrizó y despegó a la mayor altitud jamás registrada, 7 500 m. El 21 de junio de 1972, un Lama con un solo piloto a bordo estableció un récord de altura absoluta para helicópteros, al alcanzar los 12 442 m.

Estos logros, así como la reputación de gran fiabilidad conquistada por sus parientes cercanos, los Alouette II y III, le aseguraron una buena acogida en el mercado. Ya en 1971 se firmaron acuerdos sobre licencia de producción del SA 315B por la empresa HAL de Bangalore, en la India. El primer Lama montado en la India voló el 6 de octubre de 1972, y las entregas comenzaron en diciembre de 1973. El Lama de producción HAL fue rebautizado Cheetah.

Semejante a la serie de los Alouette, el Lama SA 315B puede adaptarse a diversas funciones, como el transporte ligero de pasajeros o tareas agrícolas, mientras que las variantes militares incluyen conversiones para enlace, observación, fotografía, rescate aire/mar (capacidad de elevamiento, 160 kg), transporte (carga máxima externa, 1 135 kg), ambulancia (dos camillas y un asistente sanitario), y otras tareas. Sus prestaciones en altura hacen al SA 315B particularmente útil en zonas montañosas. El Lama de producción puede transportar cargas externas colgantes de más de 1 000 kg a una altura de 2 500 m. Otro factor importante es su tren de aterrizaje universal, consistente en patines con ruedas portátiles para aterrizajes en tierra, equipo de flotadores para operaciones normales desde el agua y el tren de flotación de emergencia, inflable en el aire.

En 1978, se concertaron acuerdos entre Aérospatiale y Helibras, de Brasil, para el montaje de helicópteros SA 315B Lama, lo que condujo, en una etapa posterior, a una licencia total de producción.



El Aérospatiale SA 315B Lama combina la célula del Alouette II con el sistema rotor del Alouette III (foto Aérospatiale).

Especificaciones técnicas

Aérospatiale SA 315-B Lama
Tipo: helicóptero pentaplaza para misiones generales
Planta motriz: un turboeje Turboméca Artouste IIIB de 970 hp, reducido a 550 hp
Prestaciones: (con 2 300 kg): velocidad máxima de crucero 120 km/h; máxima velocidad ascensional al nivel del mar 234 m/min; techo de servicio 3 000 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 2 950 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 1 550 m
Pesos: vacío 1 021 kg; normal en despegue 1 950 kg; máximo en despegue con carga exterior colgante 2 300 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,02 m; diámetro del rotor de cola 1,91 m; longitud del fuselaje 10,26 m; altura 3,09 m; superficie discal del rotor principal 95,38 m^2

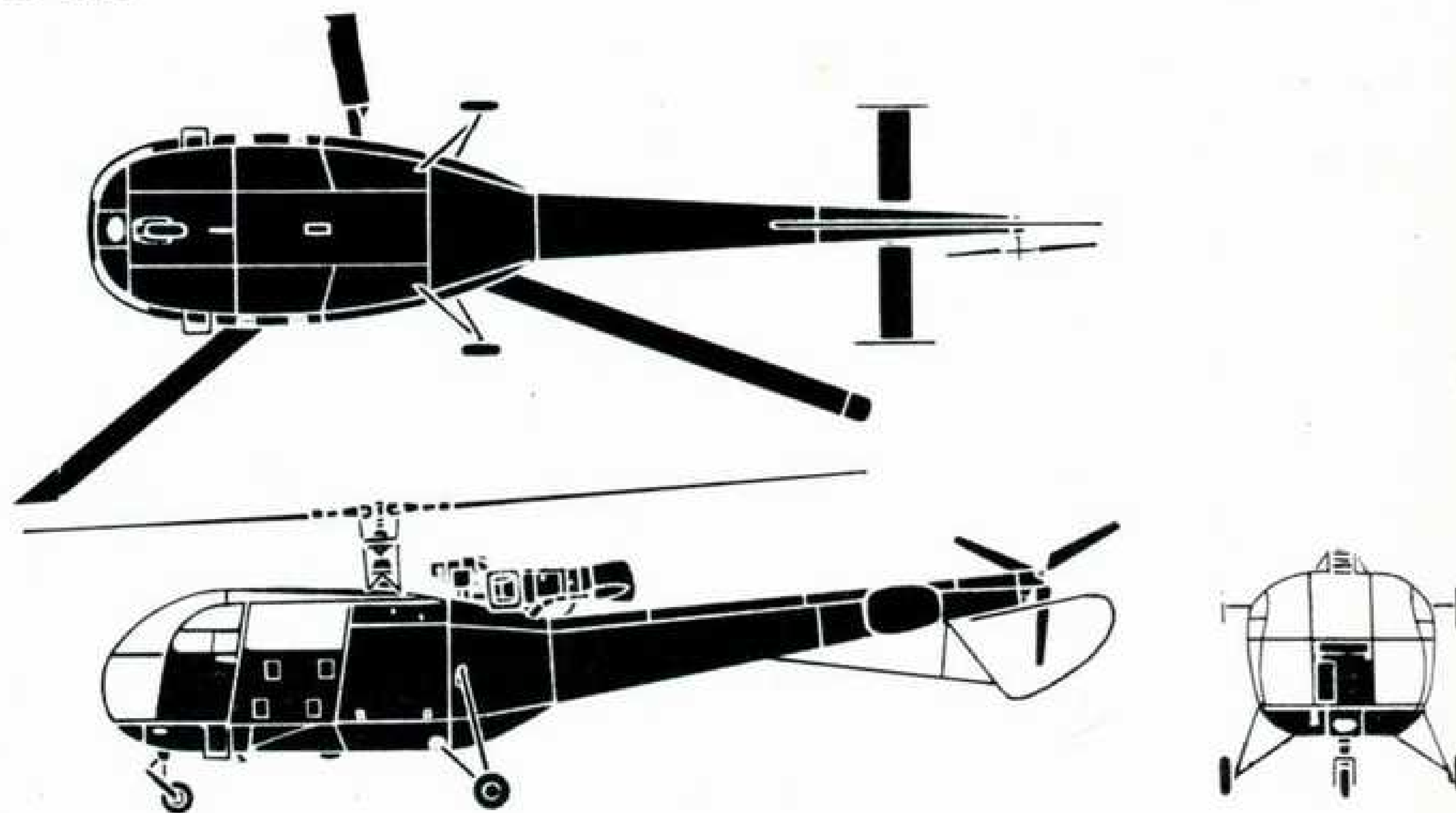
Aérospatiale SA 316B/SA 319B Alouette III

Historia y notas

El **Aérospatiale Alouette III** es un desarrollo ampliado y afortunado del Alouette II, con aumento de la capacidad de la cabina, equipo mejorado, motor de turbina más poderoso y prestaciones mejores en general. El prototipo, denominado **SE 3160,** voló por primera vez el 28 de febrero de 1959, y le siguió la primera serie de producción conocida con **SA 316A**. En junio de 1960, un Alouette con siete tripulantes a bordo mostró su extraordinario rendimiento al aterrizar y despegar a una altura de 4 810 m en el Mont Blanc, Alpes franceses. Cinco meses más tarde, el mismo ejemplar Alouette III, con dos tripulantes y 250 kg de carga útil, aterrizó y despegó a una altura de 6 004 m en el Himalaya (ambos logros, sin precedentes en materia de helicópteros). El SA 316A fue construido para el mercado interior francés y para la exportación, y en junio de 1962 fue objeto de un acuerdo de licencia de producción con HAL en la India. El primer Alouette III montado en la India voló el 11 de junio de 1965.

Siguieron luego varios desarrollos experimentales, incluida una variante para todo tipo de condiciones atmosféricas, que realizó su primer vuelo el 27 de abril de 1964. El posterior **SA 316B**, que voló por primera vez el 27 de junio de 1968, disponía de transmisiones reforzadas en el rotor principal y rotor de cola y era en general un poco más ligero, pero podía transportar mayor carga. Se convirtió en la principal versión de producción, y desde que se iniciaron las primeras entregas, en 1970, el modelo se convirtió de inmediato en un éxito de exportación.

Los prototipos Alouette III y las dos primeras series de producción estaban equipadas con turboejes Turboméca Artouste IIIB, que luego fueron reemplazados por el Artouste IIID en el **SA 316C**, el cual sólo se construyó en número limitado.



Aérospatiale SA 316C Alouette III.

La cabina del Alouette III es más cerrada que la del Alouette II, y puede dar cabida a siete personas. Todos los asientos de los pasajeros son fácilmente desmontables a fin de ampliar el espacio para carga. Está prevista una eslinga exterior para transportar cargas superiores a los 750 kg; y para las tareas de rescate aire/mar, una grúa de 175 kg de capacidad. Lo mismo

que la mayoría de los helicópteros ligeros de cometidos generales, el Alouette III también puede usarse para la evacuación de heridos, pues tiene capacidad para transportar dos camillas y dos médicos o asistentes sanitarios sentados detrás del piloto.

Las experiencias posteriores realizadas con el motor turboeje Astazou, de mayor eficacia desde el punto de vista térmico y más económico, condujeron al **SA 319B Alouette III Astazou,** desarrollo directo del SA 316B. El primer prototipo experimental SA 319B voló por primera vez en 1967, pero la producción de serie no comenzó hasta 1973.

Las variantes del Alouette III tuvieron más éxito aún en el mercado internacional que las de su predecesor, y el 1.° de abril de 1978 se habían vendido no menos de 1 382 unidades (y entregado 1 370) a 190 usuarios civiles y militares de 92 países. Además de la licencia de producción a HAL de Bangalore, India (200), se firmaron acuerdos similares con ICA-Brasov, Rumania (130) y Suiza (60).

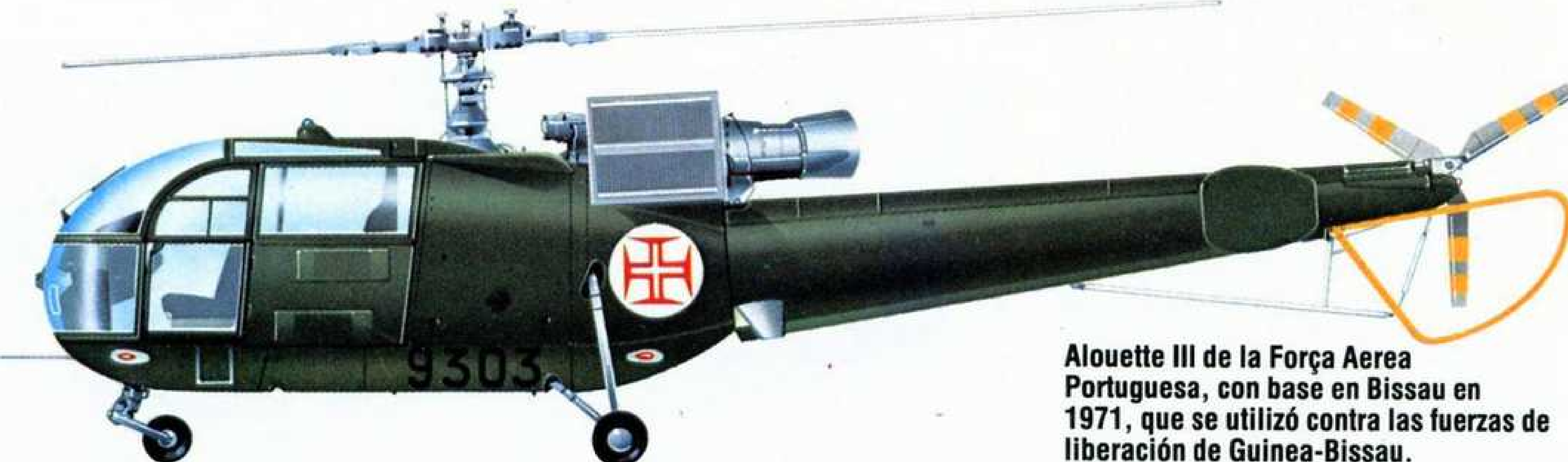
Especificaciones técnicas

Aérospatiale SA 316B Alouette III
Tipo: helicóptero para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Turboméca Artouste IIIB de 870 hp, reducido a 570 hp
Prestaciones: (versión estándar, con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 210 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 185 km/h; velocidad ascensional máxima al nivel del mar 260 m/min; techo de servicio 3 200 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 2 880 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 1 520 m; autonomía con combustible máximo al nivel del mar 480 km; autonomía a altura óptima 540 km
Pesos: vacío 1 143 kg; máximo en despegue 2 200 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,02 m; diámetro del rotor de cola 1,91 m; longitud total (palas del rotor plegadas) 10,03 m; altura 3,00 m; superficie discal del rotor principal 95,38 m^2

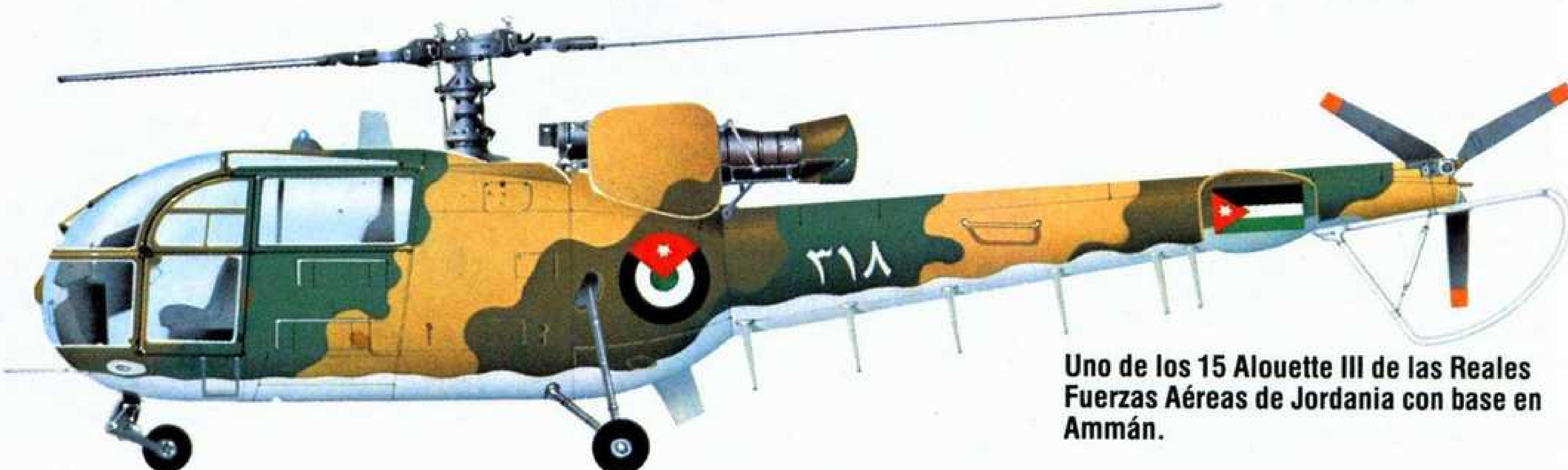
Aérospatiale SA 319C Alouette III Astazou
Tipo: helicóptero para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Turboméca Astazou XIV de 870 hp, reducido a 600 hp
Prestaciones: (con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 220 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 197 km/h; velocidad ascensional máxima al nivel del mar, 270 m/min; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 3 100 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 1 700 m; autonomía con seis pasajeros (despegue al nivel del mar) 605 km
Pesos: vacío 1 146 kg; máximo en despegue 2 250 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,02 m; diámetro del rotor de cola 1,91 m; longitud (palas del rotor plegadas) 10,03 m; altura 3,00 m; superficie discal del rotor principal 95,38 m^2



Áerospatiale Alouette III del 3.° Sqn de las Reales Fuerzas Aéreas de Malaysia, con base en Kuala Lumpur.



Alouette III de la Força Aerea Portuguesa, con base en Bissau en 1971, que se utilizó contra las fuerzas de liberación de Guinea-Bissau.



Uno de los 15 Alouette III de las Reales Fuerzas Aéreas de Jordania con base en Ammán.



Aérospatiale Alouette III de las Fuerzas Aéreas de Tunicia.



Aérospatiale Alouette III de la Gendarmería francesa suspendido sobre un fondo de montaña. Por sus prestaciones a gran altura, es un admirable instrumento de trabajo en esas regiones (foto Aérospatiale).

Aérospatiale SA 321 Super Frelon

Aérospatiale SA 321L Super Frelon de las Fuerzas Aéreas de Libia.

Aérospatiale SA 321K Super Frelon de las Fuerzas Aéreas Israelíes.

Historia y notas

Derivado del más pequeño Sud-Aviation SA 3 200 Frelon (Avispón), helicóptero mediano de transporte que voló por primera vez el 10 de junio de 1959, el **Aérospatiale SA 321 Super Frelon** fue diseñado con asistencia técnica de la Sikorsky Aircraft de EE UU y construido en cooperación con la Fiat de Italia. En consecuencia, la serie SA 321 incluye algunas características típicas de los Sikorsky, tales como el casco hermético para operaciones anfibias, las cámaras de aire de flotación que alojan el tren de aterrizaje principal, y un sistema rotor diseñado por Sikorsky. El primer prototipo Super Frelon, denominado originariamente **SA 3210-01,** voló el 7 de diciembre de 1962, equipado con tres motores Turboméca Turmo IIIC2 de 1 320 hp, en versión equipada para transporte de tropa. En julio de 1963, este aparato estableció varios récords internacionales para helicópteros, entre ellos un velocidad de 341 km/h en un circuito de 3 km, y una velocidad de 350,47 km/h en un circuito de 15/25 km. El segundo prototipo, que voló el 28 de mayo de 1963 era la versión navalizada y presentaba flotadores estabilizadores en los soportes del tren de aterrizaje principal. Siguieron a éste cuatro ejemplares de preproducción SA 321 y un encargo de Aéronavale de 17 unidades, denominadas **SA 321G**. Esta versión fue especialmente diseñada para misiones de patrulla marítima/antisubmarino y se convirtió en la primera serie de producción. El prototipo SA 321G voló el 30 de noviembre de 1965, y las entregas de producción comenzaron a principios de 1966. Estos helicópteros llevaban un equipo completo de guerra antisubmarina; la sección de cola se pliega y los amortiguadores del tren inferior de tres ruedas pueden bajarse para facilitar su almacenamiento.

La versión comercial **SA 321F**, con cabida para 37 pasajeros, voló por primera vez el 7 de abril de 1967 y fue aprobada para el servicio de pasajeros en junio de 1968. Una versión de transporte utilitario público más rápida y de mayor autonomía, el **SA 321J**, se había introducido en el campo comercial aún antes de esa fecha. Su prototipo voló por primera vez el 6 de julio de 1967, y el SA 321J obtuvo el 20 de octubre de 1967 el certificado francés de autorización de vuelo.

El Super Frelon había atraído el interés de clientes extranjeros aún antes de entrar en servicio en Francia, y muy pronto llegaron los primeros pedidos de exportación. Los Super Frelon construidos para Israel llevaban la denominación **SA 321K** y estaban equipados como transportes militares, pero después de su entrega en 1967 mostraron a menudo su eficacia en misiones de transporte aéreo de tropas de asalto. Los ejemplares de transporte militar similares suministrados a la República de Sudáfrica y Libia reciben la denominación **SA 321L**. Estos helicópteros transportan una tripulación de tres hombres y 27-30 soldados; sus rampas traseras de carga se pueden abrir en vuelo.

Las últimas versiones en producción y servicio son el **SA 321Ja,** transporte de pasajeros y carga que es una versión más pesada del SA 321J, y el **SA 321H,** helicóptero militar universal simplificado sin flotadores estabilizadores, carenado externo ni equipo de descongelamiento. Lo mismo que toda la serie de Super Frelon militares, puede adaptarse al transporte de tropas (27-30 hombres), función de ambulancia (tripulación, 15 camillas y 2 asistentes sanitarios), rescate aéreo en el mar (con previsión para una grúa de 275 kg de capacidad) y transporte de carga (5 000 kg de carga interna o externa), pero también es capaz de adaptarse a otras necesidades.

Variantes

SA 3200 Frelon: transporte; 3 turboejes Turmo IIIB; dos tripulantes y 28 soldados, cola amovible para la carga; el primer prototipo voló el 10 de junio de 1959; estableció la configuración básica del Super Frelon

SA 3210.01 y 02 Super Frelon: prototipo para transporte de tropas (primer vuelo el 7 de diciembre de 1962) y versión navalizada (primer vuelo el 28 de mayo de 1963); 3 motores Turmo IIIC2 de 1 320 hp (en total 2)

SA 321: 4 aparatos de preproducción

SA 321F Super Frelon: transporte civil de pasajeros; 3 motores Turmo IIIC6 de 1 320 hp; diseñado para transportar 34-37 pasajeros en etapas de 175 km a una velocidad de crucero de 230 km/h, con reserva de combustible para 20 min; primer vuelo del prototipo el 7 de abril de 1967; autorización francesa de vuelo el 27 de junio de 1968

SA 321G Super Frelon: versión anfibia navalizada/antisubmarino; 3 motores Turmo IIIC; 5 tripulantes; radar panorámico Sylphe en flotadores en larguero de soporte de plano fijo, capacidad máxima 4 torpedos autodirigidos, sonar sumergible; el primer ejemplar de producción voló el 30 de noviembre de 1965; entregas a partir de 1966 (24 en total)

SA 321H Super Frelon: versión militar simplificada; tareas de transporte y ataque; 3 motores Turmo IIIE6

SA 321J Super Frelon: transporte utilitario/público; diseñado para transportar un máximo de 27 pasajeros con equipaje en etapas de 700 km a una velocidad de crucero de 243 km/h, con reserva de combustible para 20 min; el prototipo voló el 6 de junio de 1967; autorización de vuelo el 20 de octubre de 1967

SA 321Ja Super Frelon: transporte de pasajeros y carga; en general semejante al SA 321J, pero con peso máximo en despegue aumentado a 13 000 kg; 3 motores Turmo IIIC; máximo de 27 pasajeros; autorización de vuelo en diciembre de 1971

SA 321K Super Frelon: versión militar de transporte y asalto no anfibia para Israel (versión militar del SA 321J); 3 motores Turmo IIIC

SA 321L Super Frelon: versión militar de transporte no anfibia para República de Sudáfrica y Libia; 3 motores Turmo IIIC

Especificaciones técnicas

Aérospatiale SA 321G/H Super Frelon

Tipo: helicóptero para trabajos pesados

Planta motriz: (SA 321G) 3 turboejes Turboméca Turmo IIIC de 1 550 hp o (SA 321H) 3 turboejes Turmo IIIE6 de idéntica potencia

Prestaciones: (con peso máximo en despegue) velocidad máxima permisible al nivel del mar 275 km/h; velocidad de crucero al nivel del mar 250 km/h; velocidad ascensional máxima al nivel del mar 400 m/min; techo de servicio 3 150 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 2 170 m; autonomía normal al nivel del mar 820 km; autonomía al nivel del mar con carga útil de 3 500 kg, 920 km; duración de vuelo en misión antisubmarina 4 horas

Pesos: vacío (SA 321G) 6 863 kg, (SA 321H) 6 702 kg; máximo en despegue (ambas versiones) 13 000 kg

Dimensiones: diámetro del rotor principal 18,90 m; diámetro del rotor de cola 4,00 m; longitud del fuselaje 19,40 m; altura (SA 321G, palas rotor y cola plegadas) 4,94 m; altura del rotor de cola 6,66 m; superficie discal del rotor principal 280, 55 m^2

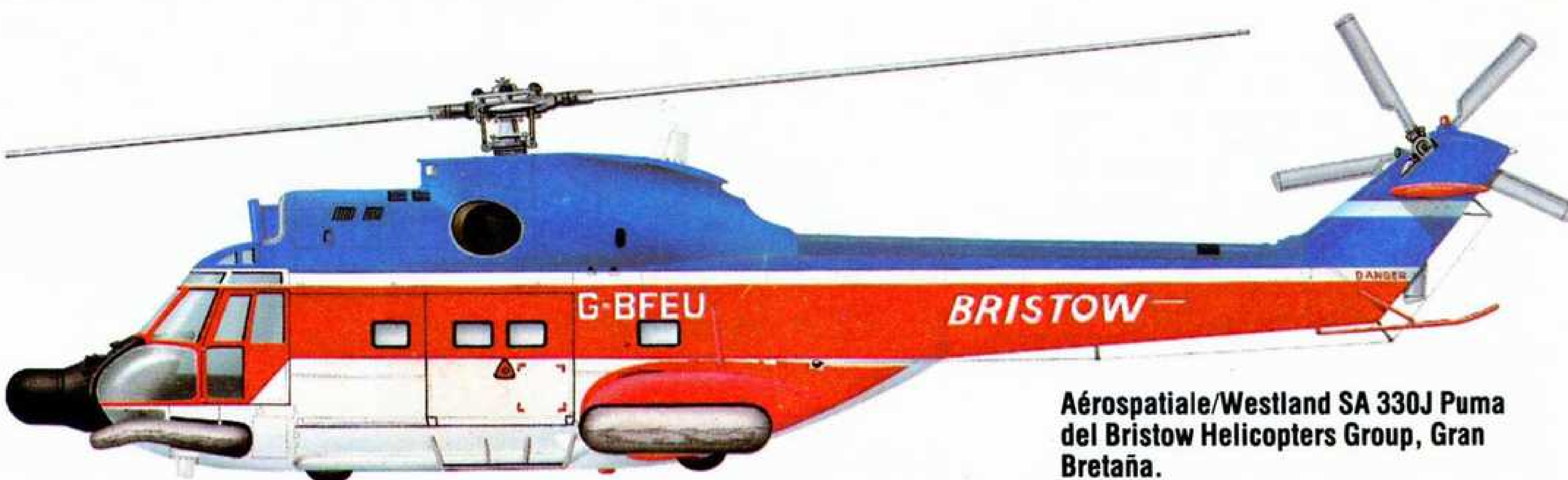
Equipo de operaciones (SA 321G): sistema de navegación propio con radar doble, radar panorámico Sylphe y sonar sumergible; previsión para un máximo de 4 torpedos externos autodirigidos; el SA 321G y el SA 321H pueden equiparse con un sistema de armas antibuque (2 misiles Exocet) con radar Omera-Segid Héraclés ORB-31D para indicación de blancos

Usuarios: el 1.° de mayo de 1978 había vendidos un total de 97 a diez usuarios de ocho países



La Aéronautique Navale francesa es un importante usuario del Aérospatiale SA 321 Super Frelon; entre sus misiones se incluyen la guerra antisubmarina, con sonar sumergible y torpedos, y ataque antibuque con radar especial y misiles aire-superficie Exocet (foto Aérospatiale).

Aérospatiale SA 330 Puma



Aérospatiale/Westland SA 330J Puma del Bristow Helicopters Group, Gran Bretaña.

Historia y notas

A comienzos de la década de los setenta la Sud-Aviation comenzó a diseñar y desarrollar un helicóptero equipado con dos turbinas destinado no sólo a cumplir las especificaciones del Ejército francés para un transporte táctico y logístico para todo tipo de condiciones atmosféricas, sino también a su utilización por otras fuerzas armadas. El primero de dos prototipos realizó su vuelo inicial el 15 de abril de 1965, y el acuerdo anglofrancés sobre helicópteros (firmado el 2 de abril de 1968) convirtió a la Westland Helicopters de Gran Bretaña en copartícipe en la producción de este aparato. Originariamente proyectado para el servicio en el Ejército francés y en la RAF, esta última solicitó la adaptación del helicóptero para el transporte táctico.

El fuselaje del **SA 330 Puma,** como se denominó a este aparato, es una estructura convencional semimonocoque íntegramente de metal, con la planta motriz montada externamente, encima del casco del fuselaje y delante del emplazamiento del rotor principal. El rotor es impulsado por medio de una caja principal de transmisión, con dos engranajes cilíndricos rectos para adaptar la energía de los dos motores turboeje a un eje impulsor simple. En la eventualidad de que un motor falle, el motor restante continúa impulsando el rotor, y en caso de que ambos motores fallen, el rotor principal autogiratorio continúa impulsando los arranques auxiliares del eje del rotor de cola, el alternador, las bombas hidráulicas y el ventilador. La viga de cola, que lleva un rotor de cola de cinco palas con el eje de giro a estribor y un estabilizador horizontal a babor, es una continuación monocoque del fu-

Asahi Helicopter utiliza dos SA 330J Puma en tareas en alta mar, misión que este tipo desempeña muy bien gracias a sus dos motores, equipo anticongelante y radar (foto Aérospatiale).

selaje de popa. Al comienzo las palas del rotor principal estaban construidas en aleaciones ligeras, pero en las unidades fabricadas a partir de 1976, las palas están compuestas de fibra de vidrio, fibra de carbón y estructura en panal de abeja, con bordes de ataque antiabrasivos de acero inoxidable. El tren de aterrizaje es del tipo triciclo semirreplegable, con dos ruedas en cada pata.

Hubo algunos cambios en la planta motriz: los primeros **SA 330B** para el Ejército y las Fuerzas Aéreas de Francia, y los **SA 330E** para la Royal Air Force británica estaban equipados con turboejes Turmo III C4 con una potencia de 1 328 hp en el despegue; y las versiones militares para exportación **SA 330/H,** que volaron por primera vez en setiembre de 1968, tenían originariamente motores Turmo IVB de 1 400 hp, pero desde finales de 1973, los SA 330H se equiparon con motores Turmo IVC de 1 575 hp, que incluían anticongelantes en las tomas de aire del motor. Las primeras versiones civiles **SA 330F/G** tenían motores Turmo IVA de 1 435 hp como el que voló por primera vez el 26 de setiembre de 1969 y los que fueron entregados desde finales de 1970; pero, lo mismo que el SA 330H, a partir de finales de 1973 el SA 330G adquirió motores Turmo IVC, planta motriz que se instala también en los helicópteros **SA 330J** (civil) y **SA 330L** (militar), introducidos en 1976.

El SA 330J tiene acomodo para una tripulación normal de dos personas en el compartimiento de pilotaje, y la cabina puede llevar 8, 9 ó 12 VIP, o bien 20 pasajeros en una disposición de gran densidad, con un lavabo y compartimiento para equipaje en la parte posterior de la cabina. Equipado con aparatos térmicos anti-hielo en las palas del rotor principal y anticongelantes térmicos en las palas del rotor de cola, tomas especiales y radar meteorológico, el SA 330J puede volar en todas las condiciones atmosféricas.

Especificaciones técnicas
Aérospatiale SA 330J Puma

Tipo: helicóptero de transporte de tipo medio
Planta motriz: dos turboejes Turboméca Turmo IVC de 1 575 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 258 km/h; techo de servicio 4 800 m; autonomía máxima sin reservas 550 km
Pesos: vacío 3 766 kg; máximo en despegue 7 400 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 15,00 m; diámetro del rotor de cola 3,05 m; longitud total con rotores en giro 18,15 m; altura 5,14 m; superficie discal del rotor principal 177 m²



Westland/Aérospatiale SA 330E Puma HC.1 del 320° Sqn de la RAF, con base en Odiham, Hampshire.



Aérospatiale SA 330 Puma de las Fuerzas Aéreas de Abu Dhabi, equipado con filtros de arena.


Westland/Aérospatiale SA 330 E Puma HC.1 del 38.° Group, RAF. Este grupo, con base en Odiham, es el centro de transporte táctico de la RAF, e incluye los Squadrons 33.° y 320.° equipados con Puma (foto MoD británico).

Aérospatiale SA 332 Super Puma

Historia y notas
El **Aérospatiale SA 332 Super Puma** es un desarrollo del SA 330 Puma, con turboejes Turboméca Makila más poderosos, tomas de aire multiuso, cabeza de rotor Starflex ligera con transmisión elevada, descongelamiento térmico de las palas del rotor principal, y tren de aterrizaje más ancho con ruedas únicas. La mayor parte de estas características ya habían sido probadas en los SA 330 Puma modificados; el primer prototipo plenamente representativo del SA 332 Super Puma voló el 13 de setiembre de 1978. La producción de esta nueva versión comenzó en agosto de 1978, y el primer ejemplar civil **SA 332C** fue entregado en 1981 (a Petroleum Helicopters).

En su forma comercial inicial, el SA 332 Super Puma tiene la misma capacidad que el SA 330 (dos tripulantes y 19 pasajeros), pero sus prestaciones son marcadamente superiores. La versión alargada **SA 332L Super Puma,** cuyo prototipo voló por primera vez el 10 de octubre de 1980, ofrece ya mayor capacidad. En comparación con el SA 332 Super Puma básico, el SA 332 L tiene el fuselaje alargado en 0,76 m y una ventana extra en cada lado de la parte anterior del fuselaje. El alargamiento proporciona capacidad para acomodar hasta 24 pasajeros, y la mayor carga útil con la misma capacidad de combustible reduce las prestaciones carga/autonomía. Sin embargo, la Aérospatiale ha desarrollado puntas aerodinámicas para las palas del rotor, que permiten un aumento inicial del peso máximo en despegue de unos 200 kg, más otro aumento de 200 kg que se certificó más tarde. La consecuencia de este aumento de peso es elevar la autonomía del SA 332L a una cifra casi comparable a la del SA 332.

Variantes
SA 332 Super Puma: aparato derivado por desarrollo del SA 330
SA 332C Super Puma: versión inicial de producción civil
SA 332L Super Puma: versión «alargada»
SA 332M Super Puma: versión inicial de producción militar, capaz de transportar una carga colgada de 4 000 kg en su papel de transporte, o dos Exocet ASM en su papel antibuque

El Aérospatiale SA 332 Super Puma es esencialmente un Puma con motor potenciado y una ampliación optativa del fuselaje (foto Aérospatiale).

Especificaciones técnicas
Aérospatiale SA 332L Super Puma

Tipo: helicóptero medio para cometidos generales
Planta motriz: dos turboejes Turboméca Makila 1A de 1 775 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 288 km/h; velocidad normal de crucero con depósitos exteriores 245 km/h; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 2 250 m; autonomía con 22 pasajeros 407 km; alcance en vuelo de traslado 1 480 km
Pesos: vacío 4 096 kg; máximo en despegue 8 000 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 15,08 m; longitud con los rotores en giro 14,48 m; altura 4,92 m; superficie discal del rotor principal 178,60 m²



Guerra aérea sobre Vietnam: capítulo 6.º

Las misiones de apoyo

Descontadas las misiones de combate directo, las Fuerzas Aéreas norteamericanas en Vietnam realizaron múltiples tareas: transporte estratégico a través del Pacífico, transporte táctico en el interior, abastecimiento en vuelo, operaciones de rescate, bloqueo costero ¡e incluso campañas de guerra psicológica!

Las misiones de apoyo más importantes en el conflicto del Sureste asiático fueron las correspondientes al puente aéreo a través del Pacífico. Las distancias por recorrer eran inmensas: aproximadamente una diferencia de 140° sobre el meridiano, casi las antípodas. Partiendo de California, las tripulaciones debían realizar un recorrido sin escalas de más de 4 665 km hasta Hawai, y afrontar después la travesía del Pacífico, teniendo que efectuar aterrizajes muy precisos en pequeñas islas. El traslado hasta el escenario bélico significaba largos vuelos sin escalas, con la intervención de aviones nodriza y de un equipo de precisión para la navegación.

Al principio de la guerra, la USAF disponía de un material escaso para el transporte a larga distancia. Algunas de las primeras misiones de aprovisionamiento fueron efectuadas por los C-124 Globemaster con motor a pistón, que invertían dos o tres días con sus noches tanto en el viaje de ida, como en el de vuelta. El C-133 Cargomaster era un trasporte estratégico muy superior por su capacidad de carga, y un 80 % más rápido que el C-124; pero todavía no era un reactor, y pronto fue sustituido. Pronto se impuso en el transporte aéreo el Lockheed C-141 StarLifter, un avión extraordinario que entró en servicio precisamente en abril 1965. Al poco tiempo las Alas de transporte aéreo militar pudieron contar con más de 280 C-141, capaces para transportar más de 36 tm de carga a velocidad de reactor. Los C-141 llegaron a transportar en los años siguientes casi la totalidad de la carga con destino al oeste, y el 100 % de la carga con destino al este, compuesta principalmente por las bajas sufridas. Todo ciudadano norteamericano herido en Vietnam era transportado a su país por vía aérea, y virtualmente todos ellos lo fueron por medio de los C-141, pilotados con mayor cuidado del normal en vuelos comerciales, para comodidad de sus ocupantes (por ejemplo, extremando los cuidados en evitar la mayor parte de las maniobras en vuelo, turbulencias, contacto brusco con la pista al aterrizar, o incluso el empleo del inversor de empuje, si era posible).

A lo largo de la participación norteamericana en el conflicto entró en servicio el C-5A Galaxy, proyectado específicamente como transporte estratégico para apoyo lejano. Se entregaron un total de 81 de estos monstruos entre 1969 y 1973, que en el último año, trans-



Espléndida fotografía de un Douglas A-1H preparado para una misión de rescate el 1 de abril de 1970. El A-1 se amoldaba perfectamente a estas misiones, por su gran autonomía, baja velocidad y gran carga de armamento disponible.



Un helicóptero Sikorsky CH-3E en vuelo estacionario casi a ras de suelo, durante el rescate de un piloto norteamericano. Estas «máquinas de picar carne» y los HH-53, muy estrechamente relacionados con ellas, jugaron un papel muy significativo en la guerra (foto US Air Force).

portaban ya más de la mitad de la carga a través del Pacífico. En la primera mitad de 1972 casi la totalidad de los C-5 entregados hasta el momento servían en misiones de apoyo en la guerra de Vietnam. Durante la evacuación final de abril 1975 se estrelló trágicamente un C-5A, pereciendo 155 personas de las 262 que viajaban a bordo, al abrirse una puerta trasera incorrectamente cerrada y dañar los controles de cola. Con esta única excepción, el largo puente aéreo trans-pacífico transcurrió sin el más mínimo accidente.

Ya en el teatro bélico del Sureste asiático, el principal transporte aéreo lo constituía el ubicuo C-130 Hércules. Centenares de ellos se emplearon en las principales misiones de transporte aéreo, y sólo fueron excluidos ocasionalmente (como en Khe Sanh) cuando las pistas de aterrizaje disponibles eran demasiado cortas o deficientes. Hubo numerosas variantes, entre ellas los modelos AC-130 Spectre ya mencionados; la familia DC-130 para lanzamiento y control de aviones sin piloto (y a menudo equipados también como estaciones repetidoras de datos); la familia de aviones de búsqueda y rescate HC-130, equipados con aparatos muy especiales que se describen a continuación; los aviones nodriza KC-130 de la Infantería de Marina, e incluso el WC-130 para reconocimiento meteorológico. Los KC-130 prestaron a menudo apoyo directo a los helicópteros que participaban en batallas terrestres, en general en misiones de rescate, mientras que la serie de los HC-130 disponía de mangueras para aprovisionamiento en vuelo y de equipos de salvamento para recoger personas, e incluso objetos, situados en el suelo. A la inversa, el problema de los transportes regulares C-130, dadas las malas condiciones de las pistas de aterrizaje en el frente, a causa de cráteres recientes o fuego enemigo de ametralladoras o de mortero, fue el desarrollar sistemas para el lanzamiento de la carga sin necesidad de detenerse. Algunas cargas se lanzaron desde media altura en paracaídas, pero el método preferido fue la entrega de la carga en vuelo rasante, por medio de un gancho y de un cable con amortiguadores en los extremos, extendidos transversalmente a la dirección de vuelo.

El abastecimiento en pleno vuelo era una característica importante, aunque algo anormal, del tan capacitado helicóptero de rescate de cometidos generales Sikorsky HH-53 (foto US Air Force).



Los omnipresentes aviones nodriza

Inferior sólo al C-130 como transporte táctico, el Fairchild C-123 Provider hubo de asumir el revituallamiento de la sitiada Khe Sanh y de otras muchas localidades que no disponían de pistas de aterrizaje utilizables por los C-130. El C-123 se empleó además en la pulverización con productos defoliantes y, a menudo, también para el transporte de paracaidistas.

Uno de los transportes más capaces del repertorio de las Fuerzas Aéreas norteamericanas, el Boeing C-135, tuvo cierta importancia en el conflicto del Sureste asiático principalmente en forma de avión nodriza KC-135, que fue muy empleado (se construyeron 732). Casi la totalidad de los contactos para el abastecimiento de aviones de ala fija de la USAF en Vietnam y áreas colindantes fueron efectuados por un KC-135. El sistema de reaprovisionamiento estándar montado en los mismos era el llamado Flying Boom, un brazo rígido telescópico, guiado por un operador a bordo del avión nodriza hasta la toma situada en la

Lockheed C-130 Hercules

El Lockheed HC-130P Hercules se utilizaba en servicios especializados de búsqueda y salvamento; también era capaz para el abastecimiento a helicópteros, y para recoger en vuelo personas u objetos situados en tierra. Además de por sus «antenas», el HC-130P se distinguía de otras variantes del Hercules por el gran radomo que sobresalía en la parte superior del fuselaje.



superficie superior del avión receptor. A muchos se les añadió una corta manguera flexible con un embudo de abastecimiento que se acoplaba a las tomas de los aviones de la Marina, el USMC y el TAC. La carga máxima de combustible de un B-52D era de 40 370 kg, y sólo las tripulaciones expertas conseguían recibirlo todo sin, al menos, una desconexión inadvertida.

El otro modelo de avión nodriza, la familia de los HC/KC-130, se empleó casi exclusivamente en el abastecimiento de helicópteros, y formó parte del equipo de rescate de pilotos derribados, que logró una gran habilidad en estos cometidos y, en ocasiones, llevó a cabo acciones en apariencia milagrosas, bajo el fuego enemigo. En otras ocasiones simplemente se añadía a la tripulación derribada; las bajas entre los equipos de rescate fueron inevitablemente muy elevadas, ya que su tarea exigía realizar vuelos prolongados a baja altura y, a menudo, a muy corta distancia de las bien armadas fuerzas enemigas. Al principio fueron empleados diversos helicópteros, para las misiones de rescate, entre ellos por ejemplo el poco conocido Kaman HH-43 Huskie en sus versiones B y F, que también cumplía tareas contra incendios en bases de la USAF (uno quedó instantáneamente destruido en cierta ocasión al explotar la carga total de bombas de un B-52D minutos después de incendiarse tras un despegue fallido). Resultaban tan urgentes y necesarias las misiones de rescate, que en 1967 se inició el proyecto de helicópteros con equipo especial y una capacidad de carga muy superior, para estas misiones en Vietnam. El primero de ellos fue el HH-3E, y el segundo el HH-53.

Las misiones de los Gigantes Verdes

Los HH-3E, basados en los helicópteros de la familia S-61R de doble turbina, y diferentes de los mejor conocidos modelos Sea King en su tren de aterrizaje de tres ruedas, estaban equipados con blindaje, una grúa de gran capacidad de carga de 76 m, sonda retráctil para el abastecimiento en vuelo, dos depósitos lanzables de 1 705 l, y varios tipos de armas defensivas. Algunos eran de nueva construcción, pero unos 50 habían sido reconvertidos a partir de transportes CH-3. En servicio en Vietnam desde fines de 1968, muy pronto recibieron el apodo de Jolly Green Giants (Los alegres gigantes verdes), que provenía de una marca comercial de copos de maíz. Los Jolly Green realizaron misiones arriesgadas, internándose muy lejos en Vietnam del Norte para rescatar incluso a un solo piloto, escoltados por A-1H o bien por J «Sandy» Skyraiders elegidos por su capacidad de vuelo rasante a velocidades moderadas, y su amplia carga de armamento. La mayor parte de los equipos de salvamento operaban desde bases thailandesas, apoyados por los HC-130P o KC-130; el desarrollo de los HH-53B y C Super Jolly se debió, en parte, a la necesidad de una mayor autonomía y capacidad de carga. Basado en el CH-53 Sea Stallion, un helicóptero mucho mayor construido originariamente para la Infantería de Marina, el Super Jolly continúa siendo en nuestros días el helicóptero de salvamento mejor dotado del mundo.

En muchas descripciones de la guerra del Vietnam se olvidan los valiosos hidroaviones y aparatos anfibios que operaban en las zonas costeras. Uno de ellos, el anfibio Grumman HU-16 Albatros, empleado en misiones de salvamento y en otros cometidos de transporte y generales. Otro modelo poco conocido fue el hidrocanoa SP-5 Marlin de la Marina, uno de los mayores bimotores en servicio en Vietnam. Originariamente concebido como avión de patrulla oceánica de gran autonomía, y para la lucha antisubmarina, el Marlin voló en misiones de patrulla en alta mar, y especialmente en el mantenimiento del bloqueo de la costa sur de Vietnam contra las infiltraciones por mar. Operando desde grandes barcazas ancladas en alta mar, los Marlin patrullaban a lo largo de toda la costa hasta la isla de Phu Quoc, situada al sur de Camboya. Posteriormente fueron sustituidos por aviones terrestres, al aumentar la capacidad de las bases; los principales modelos empleados fueron los P-2 Neptune (utilizados también en la siembra de detectores Igloo White) y el mucho más moderno P-3 Orion, propulsado por cuatro turbohélices. Estos últimos entraron en servicio muy pronto, a fines de 1965, cubriendo la costa por el norte hasta la Zona desmilitarizada, en el paralelo 17.

Entre los aparatos de apoyo de la Marina y de la Infantería de Marina se encontraban varios tipos de helicópteros para misiones especiales. Junto con el SH-3 Sea King, el Kaman SH-2 Seasprite era empleado en muchos cometidos a bordo de buques entre los que se incluían el servicio de salvamento de los portaviones, que mantenía una guardia aérea

Un helicóptero UH-1 del Ejército es cargado en la inmensa bodega de un Lockheed C-5A Galaxy para el transporte a larga distancia desde la costa americana del Pacífico hasta Vietnam (foto USAF).



Durante los ejercicios «Dewey Canyon II» celebrados el 1.º de febrero de 1971, estos C-130 fueron utilizados en Dong Ha, como puente aéreo de apoyo a la ofensiva norteamericano/survietnamita y laosiana (foto USAF).





Gran cantidad de Cessna O-1 Bird Dog sirvieron en las distintas fuerzas aliadas (este Bird Dog pertenece a las Fuerzas Aéreas survietnamitas) en misiones de observación y control aéreo avanzado (foto USAF).

permanentemente a punto para el rescate de cualquier tripulación que hubiera caído al mar. El amplio H-53 Sea Stallion tenía una variante especial, el RH-53D, para la defensa anti-minas, capaz de rastrear cualquier tipo de mina y, en caso necesario, explosionarla. Otros tipos de RH-35D, empleados como transportes de asalto, eran similares a los Sea Stallion básicos, con motores de 4 380 hp, blindaje adicional, armamento y equipo especial.

Entre los aparatos más activos en Vietnam del Sur deben contarse, en función de las horas de vuelo, los aviones para entrenamiento básico y de ataque ligero T-28 y A-37, cuyo uso se incrementó con la expansión de las Fuerzas Aéreas survietnamitas tuteladas por EE UU. Éstas disponían de casi 700 aviones en 1970, cuando la «vietnamización» fue sustituyendo rápidamente las tropas americanas por una fuerza armada local. Los modelos tácticos principales fueron los reactores ligeros T-28 Trojan y A-37B Dragonfly, aunque cabe mencionar además los C-47 y AC-47, el O-1 Bird Dog, el A-1 Skyraider, el C-119 Boxcar y unos pocos cazas supersónicos Northrop F-5.

Un «transformista» excepcional

La mención del viejo C-47 nos lleva a reiterar los muchos servicios prestados por estos venerables aviones de transporte en la guerra de Vietnam.

Los C-47 realizaron más de 20 000 misiones de transporte completas, más un número probablemente similar como AC-47 (Puff the Magic Dragon), de «cañonero»; pero en otras variantes «de circunstancias» cubrieron las necesidades específicas de las operaciones Co-In en el Sureste asiático; y bajo la designación EC-47 hubo cuatro modelos más equipados para el reconocimiento electrónico. Algunos fueron utilizados meramente para la escucha pasiva y registro, especialmente a lo largo de las rutas Ho Chi Minh y Sihanuk en territorio de Laos y Thailandia, mientras que el EC-47Q transportaba una carga de aparatos electrónicos tan amplia que tenía que ser propulsado por motores R-2000. Otros modelos C-47, normalmente sin prefijo especial, fueron empleados en la guerra psicológica, con un equipo de potentes altavoces para emisiones aire/tierra. En lo que vino a llamarse la campaña «Corazones y cerebros», las fuerzas aliadas buscaban —sin ningún éxito, como se desmostró posteriormente— ganarse a la población en general por medio de sistemas psicológicos. Las misiones de guerra psicológica aire/tierra consistían generalmente en la emisión de mensajes grabados y el reparto de folletos.

Esta era una tarea que no requería necesariamente grandes aviones, por lo que también se emplearon aviones ligeros, con la ventaja adicional del menor ruido de fondo. Entre los aviones menos conocidos que fueron empleados en la guerra psicológica en Vietnam del Sur figuran el Cessna O-2B, Fairchild AU-23A, Helio U-10. Los tres eran relativamente baratos, por tratarse de modificaciones de aviones civiles, y tenían la gran ventaja de amoldarse al empleo de pistas de aterrizaje

Combinando características de avión y de barco, este vehículo sobre colchón de aire de la Marina de EE UU desempeña una misión de patrulla en las ciénagas desiertas del delta del Mekong, en la zona meridional de Vietnam del Sur (foto US Navy).



Cessna A-37 Dragonfly

El Cessna Dragonfly era un valioso avión de ataque ligero que derivaba del avión de entrenamiento T-37. El que se muestra aquí es un A-37B del 104.° Squadron táctico de caza, de la Guardia Nacional Aérea de Maryland.

cortas. El O-2B derivaba del O-2A, que era a su vez una modificación del Cessna 337 Skymaster, provisto de motores tractores e impulsores; llevaba un navegante o copiloto además del comandante del aparato. Mientras el O-2A desplazaba al O-1E como principal avión para el control aéreo avanzado, el O-2B instaló un equipo de guerra psicológica muy notable para lo pequeño del aparato, con tres micrófonos altamente direccionales de 600 vatios y un dispositivo manual para la suelta de folletos. En diciembre de 1970 estaban en servicio 510 unidades O-2A y B. El AU-23A Peacemaker era una variante del Armed Porter, un aparato mayor, provisto de un turbohélice de 650 hp, que además de instalaciones para la guerra psicológica podía llevar ametralladoras, cohetes, bombas u otros pertrechos. La USAF empleó en Vietnam 15 de ellos, de los cuales 13 fueron trasladados posteriormente a Thailandia. Los Helio U-10 y U-10B Super Courier eran unos excepcionales aviones STOL que fueron empleados en grandes cantidades para la guerra psicológica y en otras muchas misiones, entre ellas la infiltración de agentes clandestinos y el transporte de paracaidistas; fue tal su utilidad que la USAF compró un modelo provisto de turbohélice más potente, el AU-23A Stallion, que disponía de varias armas Co-In entre las que se contaban ametralladoras y cargas externas sujetas en cinco soportes, con capacidad cada uno de ellos para 159 y 227 kg.

El A-10: demasiado tarde para Vietnam

El más eficaz de todos los aviones Co-In, en el que se resume toda la experiencia adquirida en el Sureste asiático, fue el Fairchild A-10A, proyectado también para participar en guerras convencionales; pero apareció demasiado tarde para que pudiera ser empleado en Vietnam. Debe hacerse resaltar que, hasta muy avanzado el conflicto, el ejército de Vietnam del Norte no empleó vehículos blindados, y que la inmensa máquina del potencial aéreo norteamericano estaba íntegramente dedicada a batir objetivos sin blindaje. En los ataques a búnkers o fortificaciones, se utilizaban bombas o cohetes convencionales, y resulta significativo que en las pocas ocasiones en que se emplearon explosivos incendiarios, los resultados fueran en general malos. Actualmente los explosivos napalm están considerados como mucho más efectivos que los explosivos convencionales no nucleares, en su empleo contra edificaciones, fortificaciones y estructuras similares.

Como ya se ha indicado anteriormente, las mayores explosiones en Vietnam no fueron producidas por los B-52 sino por transportes C-130. La técnica, no prevista cuando se diseñaron esos aviones, consistía en devastar, con gigantescas bombas, extensas zonas circulares de jungla y emplearlas para el aterrizaje de emergencia de helicópteros, ¡un sistema mucho más rápido que la tala con sierras mecánicas! Se construyeron bombas especiales de alto poder explosivo con un peso de 6 804 kg, provistas de percutores en el morro que accionaban una espoleta de contacto. Las explosiones a ras de suelo daban como resultado usual la limpieza de árboles en un diámetro de unos 60 m. A menudo el avión que lanzaba la bomba era un HC-130P empleado para abastecimiento de los helicópteros de salvamento, y la explosión permitía disponer de una plataforma de aterrizaje en plena jungla a una distancia adecuada del punto de rescate.

Próximo capítulo:
Desmoronamiento final

Un helicóptero de rescate Kaman HH-43 Huskie de las Fuerzas Aéreas norteamericanas, suspendido en vuelo estacionario sobre los restos de un Douglas B-66, derribado sobre la jungla de Vietnam del Sur en abril de 1966 (foto USAF).

Vought F4U Corsair

El F4U no se cuenta entre los más famosos aviones de combate de la II Guerra Mundial; pero podía derrotar a cualquier caza japonés, y probablemente también a cualquiera de los Aliados. Muchos consideran que el Corsair, cuya producción cesó en 1952, ha sido el mejor caza con motor de émbolo de todos los tiempos.

El diseño del Corsair comenzó en febrero de 1938. La Marina de EE UU buscaba un nuevo caza embarcado de altas prestaciones para sustituir a los Brewster F2A y los Grumman G-36, los más rápidos monoplanos de la US Navy, con motores entre los 900 y los 1 000 hp de potencia. La Marina esperaba que los nuevos diseños de 1938 utilizaran los motores Cyclone o Twin Wasp de 1 200 hp, pero Pratt & Whitney estaba desarrollando un motor más potente, el R-2800 Double Wasp, que proporcionaba 1 850 hp, y con posteriores perfeccionamientos iba a llegar a los 2 000. Pratt & Whitney era una de las compañías de la United Aircraft Corporation de Connecticut. Otra compañía UAC era la Vought-Sikorsky Aircraft, formada por la inverosímil unión de dos miembros muy diferentes (de hecho se separarían en enero de 1943, dedicándose Sikorsky a fabricar helicópteros, y Chance Vought Aircraft a volcar todos sus esfuerzos en el F4U).

Rex Beisel, ingeniero jefe de la Vought-Sikorsky, propuso a la Marina un caza propulsado por el nuevo motor R-2800; su propuesta fue aceptada en junio de 1938, y Vought-Sikorsky obtuvo el contrato.

El diseño del prototipo XF4U-1 progresó rápidamente; en febrero de 1939 se aprobó la inspección de la maqueta, y el 29 de mayo de 1940 tuvo lugar el primer vuelo. Con un peso en vacío de 3 365 kg, el nuevo avión, comparado con la mayoría de los cazas de la II Guerra Mundial, era un monstruo. El motor radial de 18 cilindros era el de mayor tamaño y potencia instalado hasta entonces en un caza, y propulsaba una hélice Hamilton Standard (otra compañía

El más importante usuario del Corsair en la II Guerra Mundial fue la Infantería de Marina de EE UU, con base en las pistas de las islas del Pacífico. Este Squadron de la 4.ª Ala fue fotografiado, a punto de despegar para una misión de bombardeo, en el atolón Majuro, en las Marshall, el 29 de agosto de 1944 (foto Vought Co.).



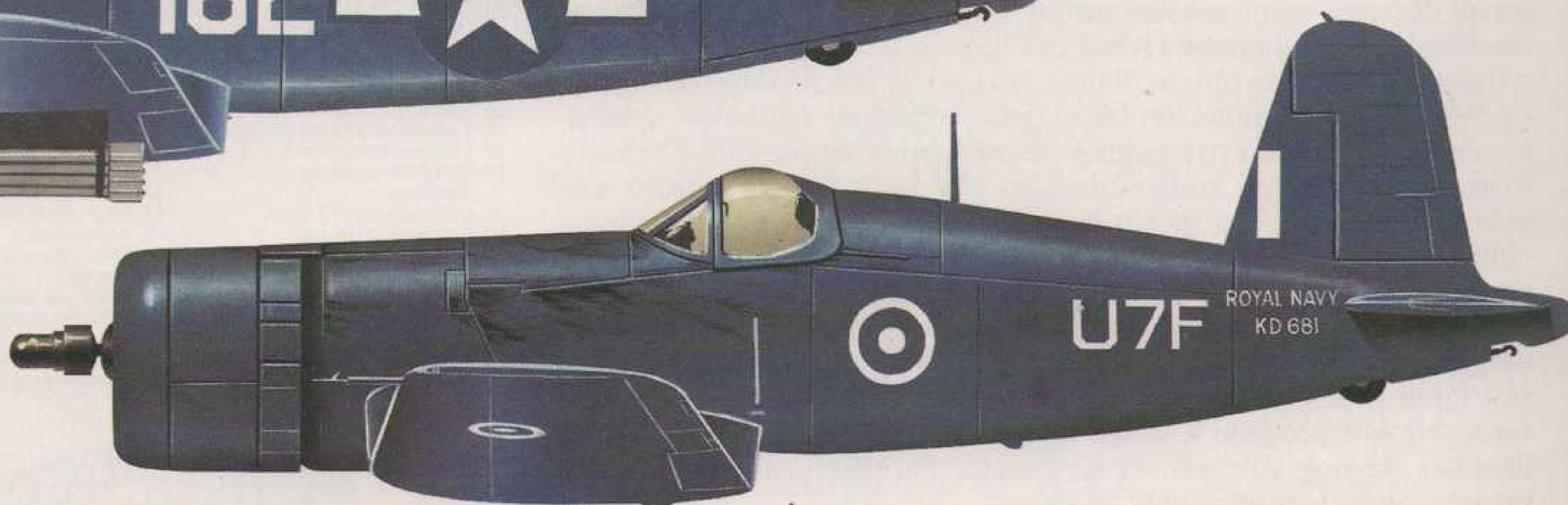
La Royal Navy británica fue la primera en emplear los Corsair desde portaviones, y hacia 1945 disponía de 19 squadrons listos para el combate, la mayoría de ellos embarcados en pequeños portaviones de escolta. Este viejo Corsair I (F4U-1) lleva la cubierta original con un pequeño abultamiento y alas sin acortar. Sirvió con el 1 835 Squadron en Brunswich, Maine.



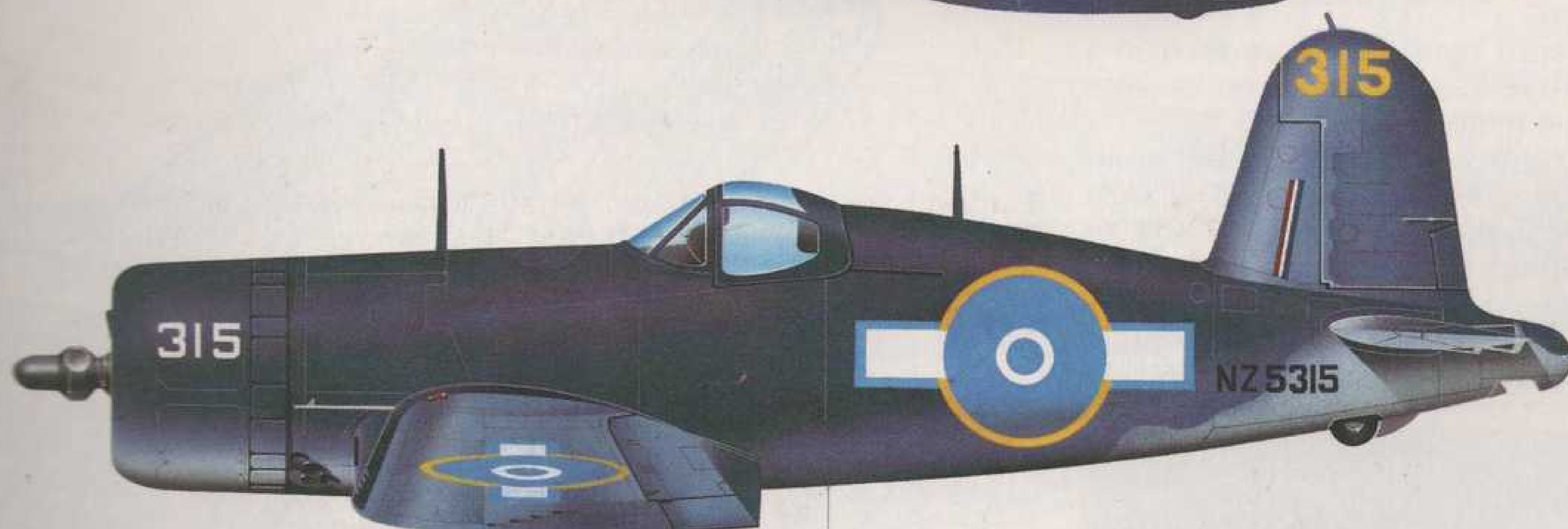
No menos de 4 100 F4U-1 y 2 602 FG-1 fueron dotados de lanzadores sin raíl en las secciones externas del ala, para ocho cohetes de 127 mm, visibles en este F4U-1D, que sirvió a bordo del USS *Essex* en 1944-45. Al igual que muchos F4U de la guerra, tiene dos mástiles de antena.



Muchos Corsair del Arma Aérea de la Marina británica fueron del tipo FG-1, fabricados por Goodyear; este FG-1D de alas recortadas venía a ser el equivalente del F4U-1D y llevaba la designación británica de Corsair IV.



El Corsair fue el principal caza de la Royal New Zealand Air Force en el Pacífico durante 1944-45, en las que equipó 13 squadrons, todos ellos operando desde bases terrestres. El contingente incluía F4U-1 y 1D, todos ellos sin equipo de apontaje. Este F4U-1A ostenta la inusual insignia del 18.º Squadron de Bougainville, en las islas Salomón.



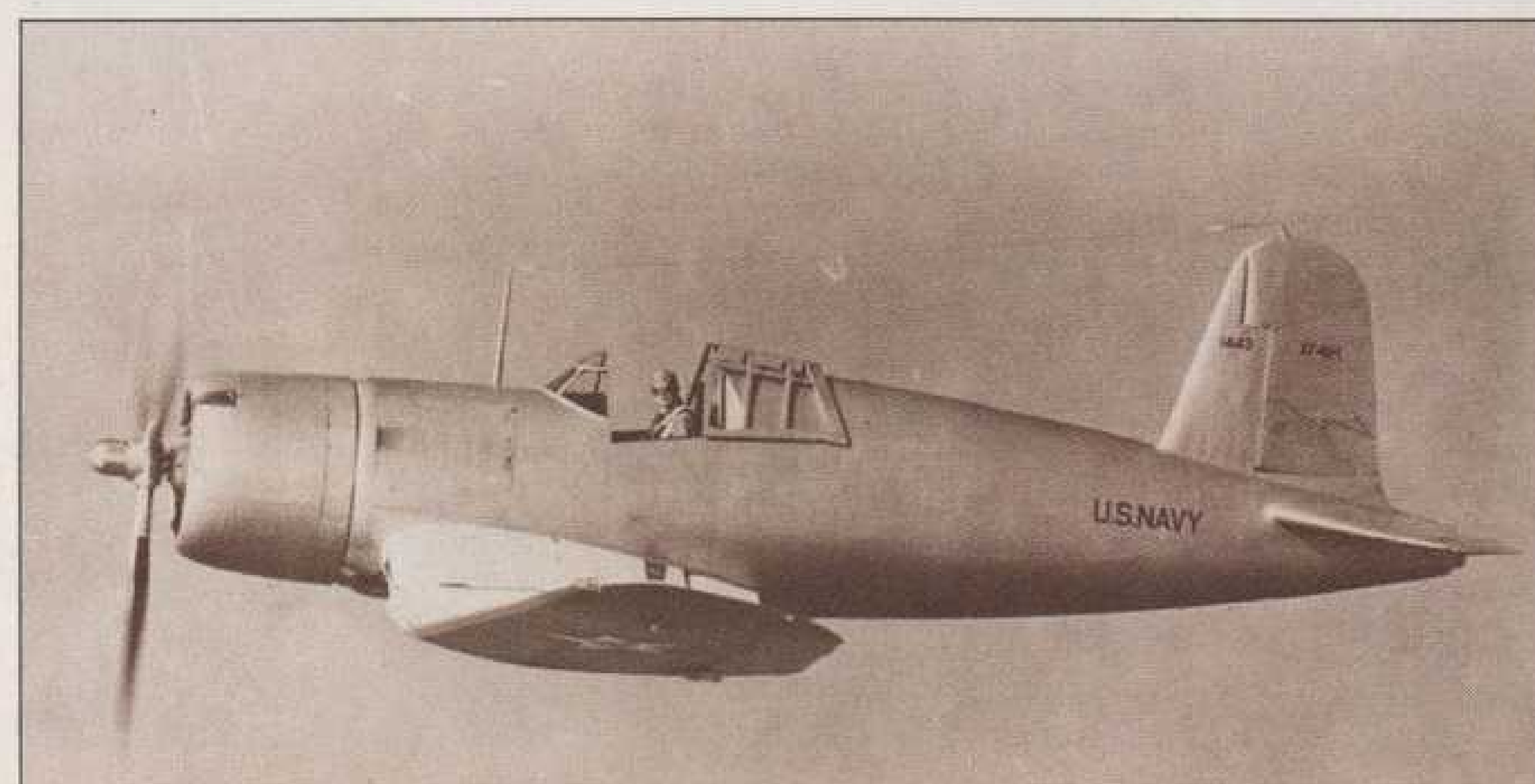
UAC) de un diámetro de 4,04 m, la más larga con diferencia utilizada por un caza. En parte, la conformación de las alas en diedro negativo se debió a la necesidad de situar esa hélice a mayor distancia del suelo. Así el tren de aterrizaje podía ser lo bastante corto para plegarse hacia atrás, girando la rueda 90º para alojarse justo en el ángulo del ala, delante de los anchos flaps.

Suerte alterna

El ala era lo suficientemente ancha para los lentos apontajes, y proporcionaba una excelente manejabilidad. No menos de 1 046 l de combustible podían cargarse en los novedosos depósitos integrales, formados por compartimientos estancos alares. En las secciones externas del ala había afustes para 20 pequeñas bombas antiaéreas, orientables mediante un panel de puntería en la panza. En la parte superior del fuselaje iban instaladas dos ametralladoras sincronizadas de 7,62 mm, y otras dos de calibre mayor (12,7 mm) en las secciones externas de los planos. La estructura del nuevo caza era extraordinariamente fuerte; el fuselaje tenía un revestimiento especialmente grueso, unido, al igual que la parte frontal del ala, mediante un nuevo sistema de soldadura por puntos. Sin embargo, del larguero principal hacia atrás, el ala y las superficies de control tenían cubierta textil.

Las prestaciones fueron incluso mejores de lo esperado, pero en el quinto vuelo, el prototipo entró con los depósitos casi vacíos en una zona tormentosa. El piloto decidió aterrizar en el campo de golf de Norwich, pero la pesada máquina patinó en la resbaladiza hierba húmeda, se precipitó contra unos árboles y volcó, quedando semidestrozada. El XF4U-1 resultó ser tan fuerte que pudo ser reparado, pero se perdieron varios meses.

Desde setiembre se evaluaron diferentes prestaciones de vuelo, y hacia el 1.º de octubre de 1940 se registró una velocidad real de 652 km/h en vuelo horizontal, superior a la de cualquier otro caza



He aquí, fotografiado el 8 de octubre de 1940 después de haber batido el récord de velocidad horizontal con 652 km/h, al prototipo XF4U-1. Nótese la cabina en posición adelantada, gracias a los depósitos de combustible alares (foto Vought Corporation).

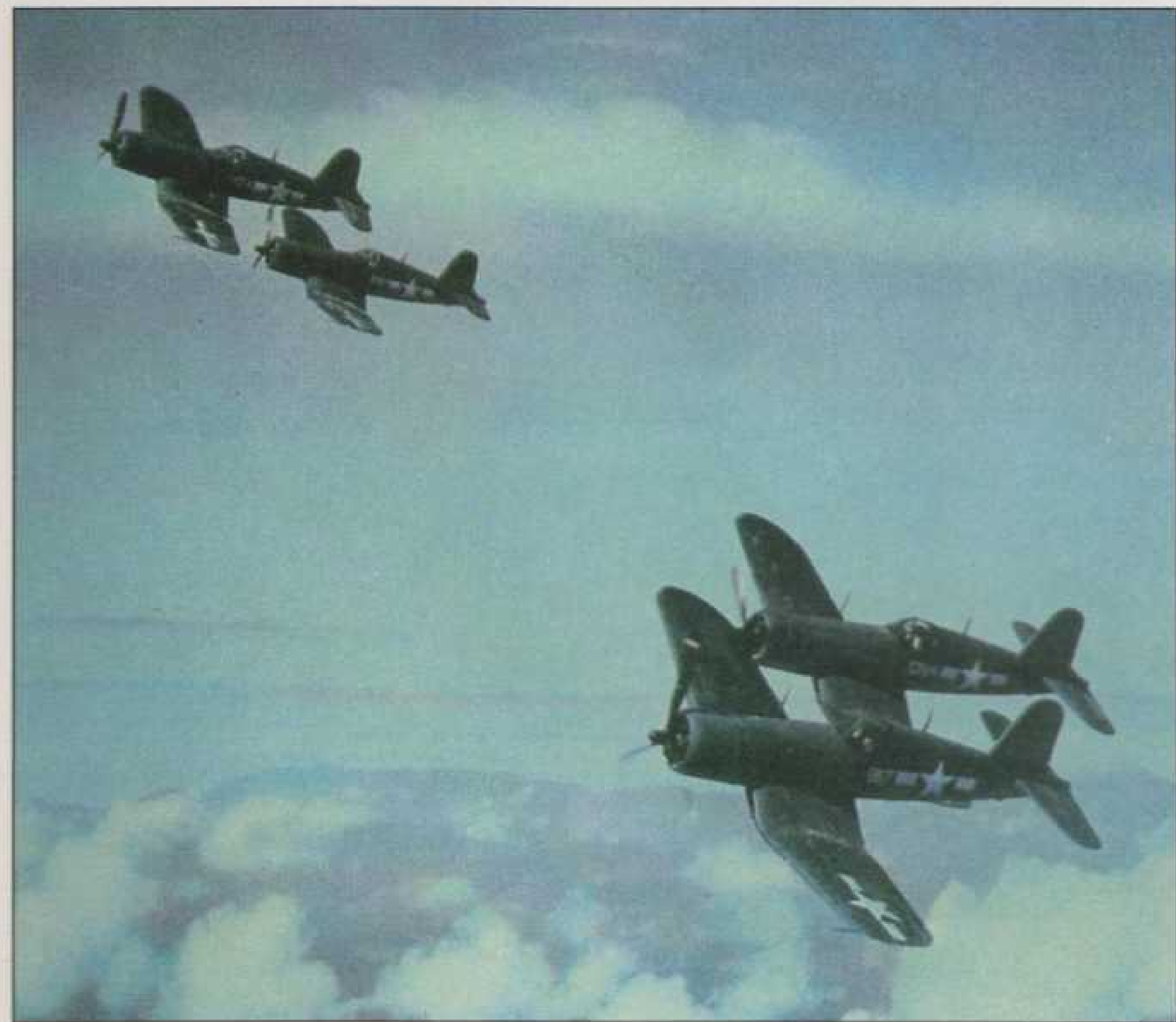
en el mundo. Una de las consecuencias más importantes de este registro fue que Pratt & Whitney consiguió el permiso del US Army Air Corps para abandonar su largo y costoso programa de motores en línea refrigerados por líquido. Después de todo, decía el fabricante de motores, ¿qué puede ofrecer ese futuro motor que no dé ya el R-2800 al Corsair?

Cambios en el armamento

Pero todavía el XF4U tenía que recorrer un largo camino. Después de muchas discusiones, el armamento se hizo radicalmente distinto. Se eliminaron las ametralladoras del fuselaje y se añadieron cuatro ametralladoras extras de 12,7 mm, hasta alcanzar un total de seis, en las secciones externas de las alas. Se suprimieron las bombas y el panel de puntería. Desgraciadamente el pesado armamento hizo imposible la utilización de los depósitos integrales de borde de ataque, y se tomó la decisión, sin duda poco acertada, de colocar todo el combustible en un amplio depósito de fuselaje (896 l). A su vez, esto hizo necesario colocar la cabina 81 cm más atrás, lo que empeoró el campo de visión frontal. Hubo otros muchos cambios, como el incremento de tamaño de los alerones para conseguir más rápido alabeo, y la adopción de flaps ranurados tipo NACA. Se añadieron blindajes, parabrisas antibalas, depósitos de combustible protegidos y autosellantes y equipo IFF (identificación automática amigo/enemigo por radio), y se mejoró aún más la instalación del motor con escapes del tipo «empuje a reacción» y una eficiente toma de aire para el carburador y los radiadores de aceite, por toma dinámica de presión, en el borde de ataque; finalmente, se añadieron mecanismos para el plegado de las alas y un gancho de apontaje en la cola. Las demostraciones finales tuvieron lugar a principios de 1941. El primer F4U-1 voló un año más tarde y fue entregado a la US Navy el 31 de julio de 1942, un día después de que su rival, el Grumman F6F Hellcat, efectuase su primer vuelo con un motor idéntico.

Sin embargo, mientras el F6F entró rápidamente en servicio a bordo de los portaviones de la Marina, se encontraron muchos puntos críticos en el potencialmente mejor F4U-1.

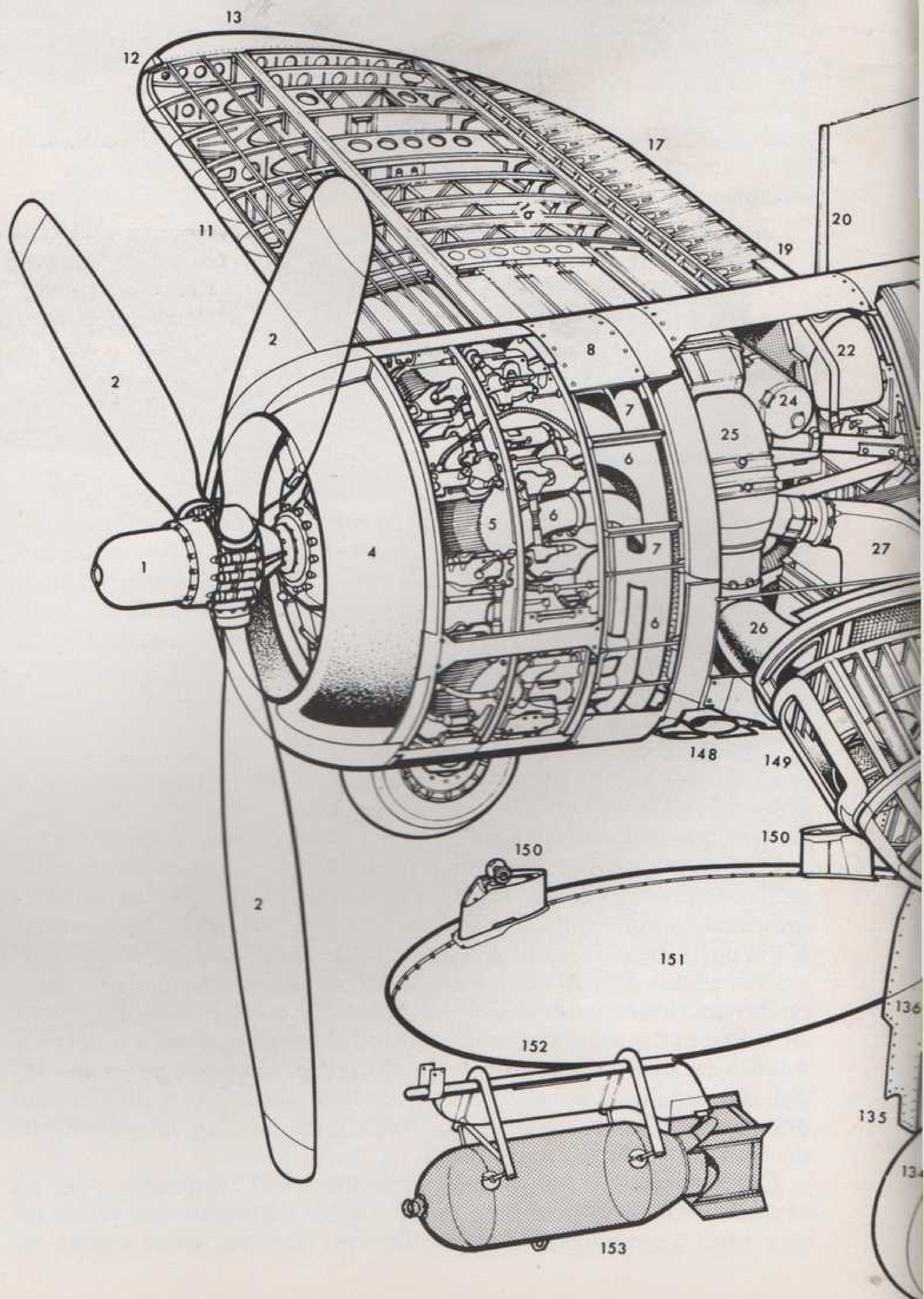
Su comportamiento en pérdida era peligroso, y se añadió eventualmente una tira de metal de arista afilada en el borde de ataque de la sección externa del ala derecha para igualar su entrada en pérdida con la izquierda. Una repentina oscilación cerca del punto de apontaje (apodada «coz de timón») se corrigió haciendo más larga la pata de la rueda de cola, pero esto impidió utilizar la sustentación total del ala y aterrizar más lentamente. Un problema



Una formación de combate de cuatro cazas Vought F4U-1 Corsair (en pareja doble) del famoso Squadron VMF-124 «Blacksheep» del US Marine Corps, derrapan a la izquierda sobre la isla de Bougainville, en el archipiélago de las Salomón (foto John McClancy).

Corte esquemático del Vought F4U Corsair

1 Buje
2 Hélice tripala de velocidad constante Hamilton Standard
3 Engranaje reductor
4 Anillo morro
5 Motor 18 cilindros en doble estrella Pratt & Whitney R2800-8 Double Wasp
6 Tubos escape
7 Aletas refrigeración capó, de accionamiento hidráulico
8 Paneles fijos capó
9 Depósitos integrados sin protección borde ataque. Capacidad 235 l
10 Larguero principal armado
11 Costillas estructura borde ataque
12 Luz navegación estribor
13 Punta alar
14 Estructura alar
15 Costillas alares
16 Sección externa alar (cubierta textil a partir del larguero principal hacia atrás)
17 Alerón estribor
18 Tolvas munición (capacidad máxima 2 350 disparos)
19 Compensador alerón
20 Mástil antena
21 Mamparo delantero
22 Depósito aceite, capacidad 98 l
23 Placa blindaje delantera de depósito aceite
24 Extintor automático
25 Alojamiento sobrecompresor
26 Escape sobrecompresor
27 Conjunto ventilación impelente
28 Estructura soporte motor
29 Cables control motor
30 Larguero principal ala
31 Conjunto sujeción motor
32 Placa deflexión capó delantero, 25 cm aluminio
33 Tapón llenado combustible
34 Depósito principal fuselaje, capacidad 237 l
35 Larguero superior
36 Estructuras delanteras fuselaje
37 Pedales timón dirección
38 Dorso tablero instrumentos
39 Palanca mando
40 Tablero instrumentos
41 Mira reflectora
42 Parabrisas cristal blindado
43 Espejo retrovisor
44 Cubierta deslizable
45 Manija cubierta
46 Reposacabezas
47 Placa blindada dorsal piloto
48 Estructuras cubierta
49 Asiento piloto
50 Cuadrante control motor
51 Manivela control compensador
52 Control plegado alas
53 Mamparo central/trasero fuselaje
54 Repisa radio
55 Instalación radio
56 Rail cubierta
57 Mamparo
58 Acometida antena
59 Mástil antena
60 Antenas
61 Recubrimiento metálico
62 Luz dorsal identificación
63 Larguero
64 Cableado control
65 Estructura trasera fuselaje
66 Instalación compás
67 Tubo izamiento
68 Registros acceso e inspección
69 Unión deriva al fuselaje
70 Empenaje estribor
71 Balancín timón profundidad
72 Estructura deriva
73 Registros inspección
74 Balancín timón dirección
75 Antena corta
76 Charnela superior timón dirección
77 Estructura timón dirección
78 Refuerzo en diagonal
79 Compensador timón dirección
80 Accionador compensador
81 Panel acceso
82 Puntal timón dirección
83 Saliente final empenaje
84 Cables control timones profundidad
85 Carenaje fijo base deriva
86 Compensadores timones profundidad (babor y estribor)
87 Cono cola
88 Luz trasera navegación
89 Timón profundidad babor
90 Balancín timón
91 Estructura empenaje babor
92 Gancho apontaje (retraído)
93 Estructuras sección cola
94 Carenado
95 Rueda cola (retraída)
96 Gancho apontaje (bajado)
97 Compuertas carenado rueda cola y gancho
98 Articulación gancho y rueda cola
99 Punto amarre y tracción
100 Rueda cola retraíble hacia atrás
101 Amortiguador oleoneumático rueda cola
102 Montante de soporte
103 Actuador gancho apontaje
104 Mamparo sección trasera cola
105 Amortiguador gancho apontaje
106 Cilindro gancho apontaje y rueda
107 Montante retracción rueda cola
108 Puntos sujección mamparo
109 Recubrimiento fuselaje
110 Estructuras mamparo
111 Cableado control timones dirección y profundidad
112 Asidero/estribo
113 Flap sección interior ala, operando hidráulicamente
114 Línea plegado ala
115 Junta ranura flap
116 Flap sección exterior ala, operado hidráulicamente
117 Compensador alerón (sólo babor)
118 Compensador alerón



Este F4U-4, con su característico conducto de admisión a lo largo del carenado del motor, fue asignado, en 1948, al Squadron VF-921 de la Reserva Aérea Naval. Excepcionalmente, no va provisto de raíles para cohetes ni de mástiles de antena de VHF, que eran de uso corriente.





A veces clasificado como F4U-4 este Corsair, es en realidad, un F4U-1D, ya que no muestra la embocadura en el capó del motor introducida en la última versión. Equipado con gancho de apontaje y equipo VHF, sirvió a finales de los años cincuenta con la Fuerza Aérea salvadoreña. El Salvador fue uno de sus tres usuarios latinoamericanos.

119 Alerón babor
120 Punto amarre a cubierta
121 Punta alar babor
122 Luz navegación babor
123 Tubo pitot
124 Formeros borde ataque
125 Estructura sección externa ala
126 Tolvas munición
127 Tres ametralladoras alares Colt-Browning de 12,7 mm; 400 disparos par interior, y 375 exterior
128 Cilindro plegado ala
129 Depósito combustible integrado en borde ataque, capacidad 325 l. No instalado en los últimos 150 Corsair II
130 Carenado anti-rebufo ametralladoras
131 Montante retracción rueda
132 Amortiguador abisagrado
133 Rueda principal babor
134 Eje
135 Carenado pata tren principal
136 Amortiguador oleoneumático
137 Punto pivotaje pata del tren
138 Larguero principal sujeción tren aterrizaje
139 Cilindro actuación tren aterrizaje
140 Punto plegado larguero principal
141 Alojamiento rueda principal
142 Sección interna formero principal ala
143 Sección central ala, enteramente en aluminio
144 Unión larguero principal al fuselaje
145 Radiador ventilación
146 Refrigerador aceite
147 Conducto entrada aire sobrecompresor
148 Escapes
149 Entrada aire al sobrecompresor
150 Puntos sujeción depósito ventral auxiliar
151 Depósito auxiliar lanzable Duramold, capacidad 662 l
152 Conjunto enganche bomba (sección interior subalar, sólo en F4U-1D y Corsair II)
153 Bomba 454 kg, una a cada lado (sólo en F4U-1D y Corsair II)

Vought F4U-1A Corsair

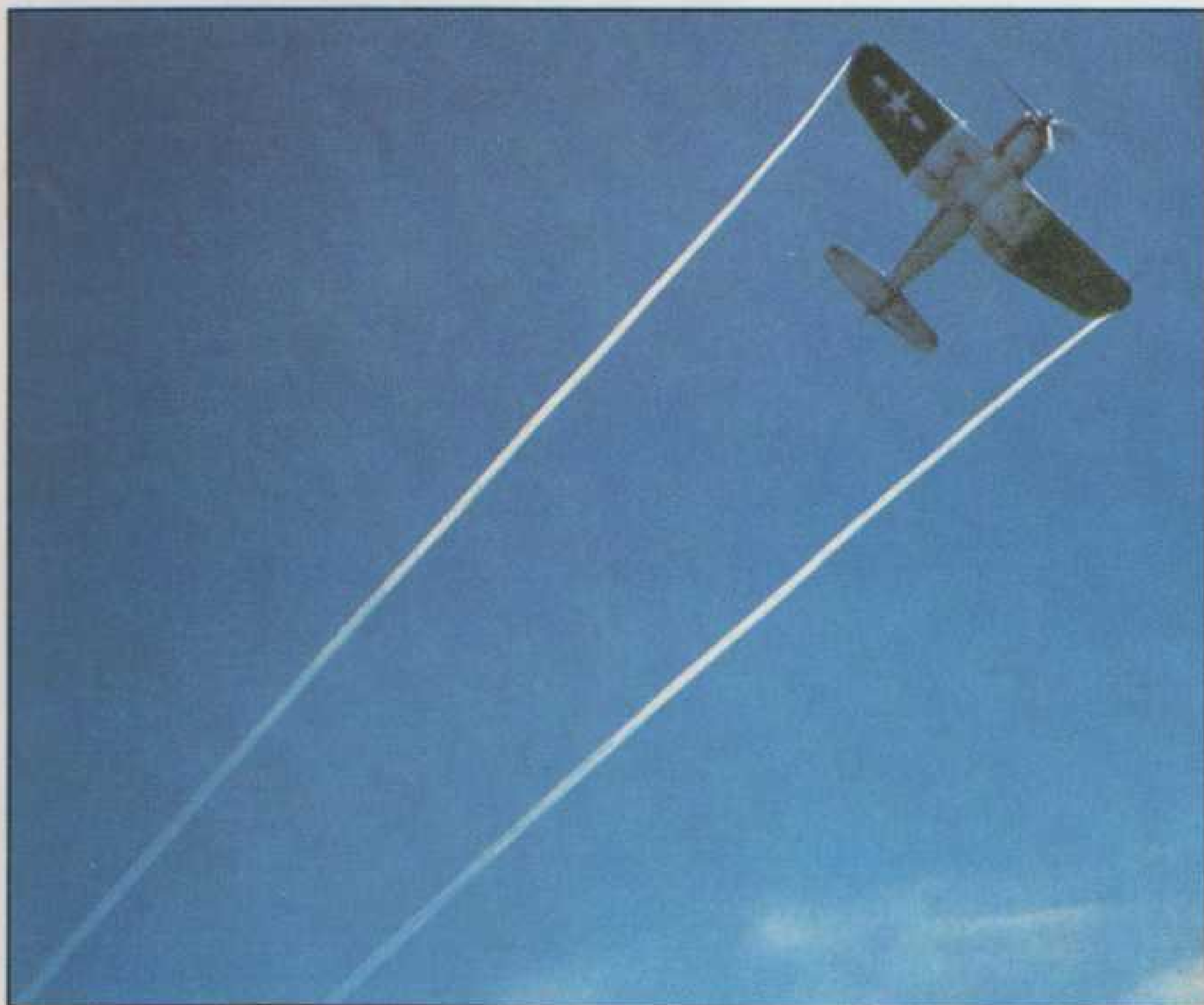
Especificaciones técnicas

Tipo: cazabombardero monoplaza (diseñado para ir embarcado)
Planta motriz: un motor radial de 18 cilindros Pratt & Whitney R-2800-8 Double Wasp de 2 000 hp
Prestaciones: velocidad máxima 671 km/h a 6 065 m, 509 km/h al nivel del mar; velocidad inicial de trepada 881 m/min; techo de servicio 11 250 m; radio de acción 1 633 km
Pesos: vacío 4 074 kg; cargado 6 350 kg
Dimensiones: envergadura 12,497 m; longitud 10,16 m; altura 4,9 m; superficie alar 29,17 m^2





El más famoso de todos los Corsair, este F4U-1A, fue pilotado por el teniente Ira C. «Ike» Kepford, el más relevante «as» de la US Navy en el Pacífico, a principios de 1944. Sus 16 victorias están indicadas por «soles nacientes» (él les llamaría ponientes). Fue uno de los 15 pilotos del primer squadron de la Navy que entró en guerra con el F4U, el VF-17.



A pesar de su relativamente voluminoso tamaño y peso considerable, el Vought F4U Corsair demostró una gran manejabilidad en combate y excelentes prestaciones de vuelo (foto John McClancy).

especialmente insidioso en una cubierta de vuelo era la seria tendencia a brincar. La suma de todos estos factores hizo que el F4U no fuera aceptado como caza embarcado, y los primeros lotes se entregaron a unidades de la Infantería de Marina. Estos squadrons, a partir del VMF-124, operaron desde los aeródromos improvisados en las islas del Pacífico. Hacia finales de 1943 todo el mundo, incluyendo a los japoneses por supuesto, sabía que el F4U era el mejor caza del Pacífico; pruebas subsiguientes efectuadas en EE UU mostraron que probablemente era el mejor de cualquier sitio.

Ritmo de fabricación

La producción aumentó de ritmo progresivamente; aunque en 1942 sólo se construyeron 178, el total para 1943 fue de 2 294, de los que 378 fueron FG-1 producidos por Goodyear Aircraft, y 136 F3A por la compañía Brewster. Al Corsair n.º 1 500 se le dotó de un motor R-2800-8W, de mayor potencia, que utilizaba la inyección de agua para alcanzar los 2 250 hp; y se le asignó la denominación F4U-1A (FG-1A para los fabricados por Goodyear sin alas plegables, y F3A-1A para los Brewster). Por entonces la visión del piloto se había mejorado con una pequeña burbuja en el techo de la cubierta deslizable, seguida por la sustitución de la «jaula pajarera» original por una cabina más alta, que mejoraba la visión. El F4U-1B fue una variante para la Armada británica; el F4U-1C, un lote de 200 con cuatro cañones de 20 mm M2 (Hispano). El F4U-1D fue el primer modelo con soportes bajo las secciones internas de los planos para dos depósitos lanzables de 606 l cada uno o dos bombas de 454 kg, una carga excepcional para un caza. Doce F4U-1 fueron reconstruidos como cazas nocturnos F4U-2, con sólo cuatro ametralladoras pero equipados con radar, piloto automático y otros mecanismos especiales; estos Corsair fueron los primeros cazas navales nocturnos y consiguieron un destacado palmarés de combate operando desde portaviones y aeródromos costeros.

El vuelo desde portaviones continuaba prohibido en la US Navy, pero los 2 012 Corsair suministrados bajo la Ley de Préstamo y Arriendo a la Marina británica actuaron desde 1943 como cazas embarcados, en abril de 1944 entraron en combate desde el HMS *Victorious* y el *Illustrious*, el primero contra el *Tirpitz* en aguas noruegas, y el segundo en Sumatra. Los británicos recortaron en 20,3 cm los planos para facilitar su alojamiento en los hangares bajo cubierta en los portaviones menores, y a pesar de esta reducción del área alar, el Corsair fue autorizado para operaciones desde cubierta. Entre tanto, se habían efectuado en el F4U-1 no menos de 500 cambios mayores y 2 500 menores durante la producción de 4 102 ejemplares por Vought, 3 808 por Goodyear y 735 por Brewster.

Palmarés de combate

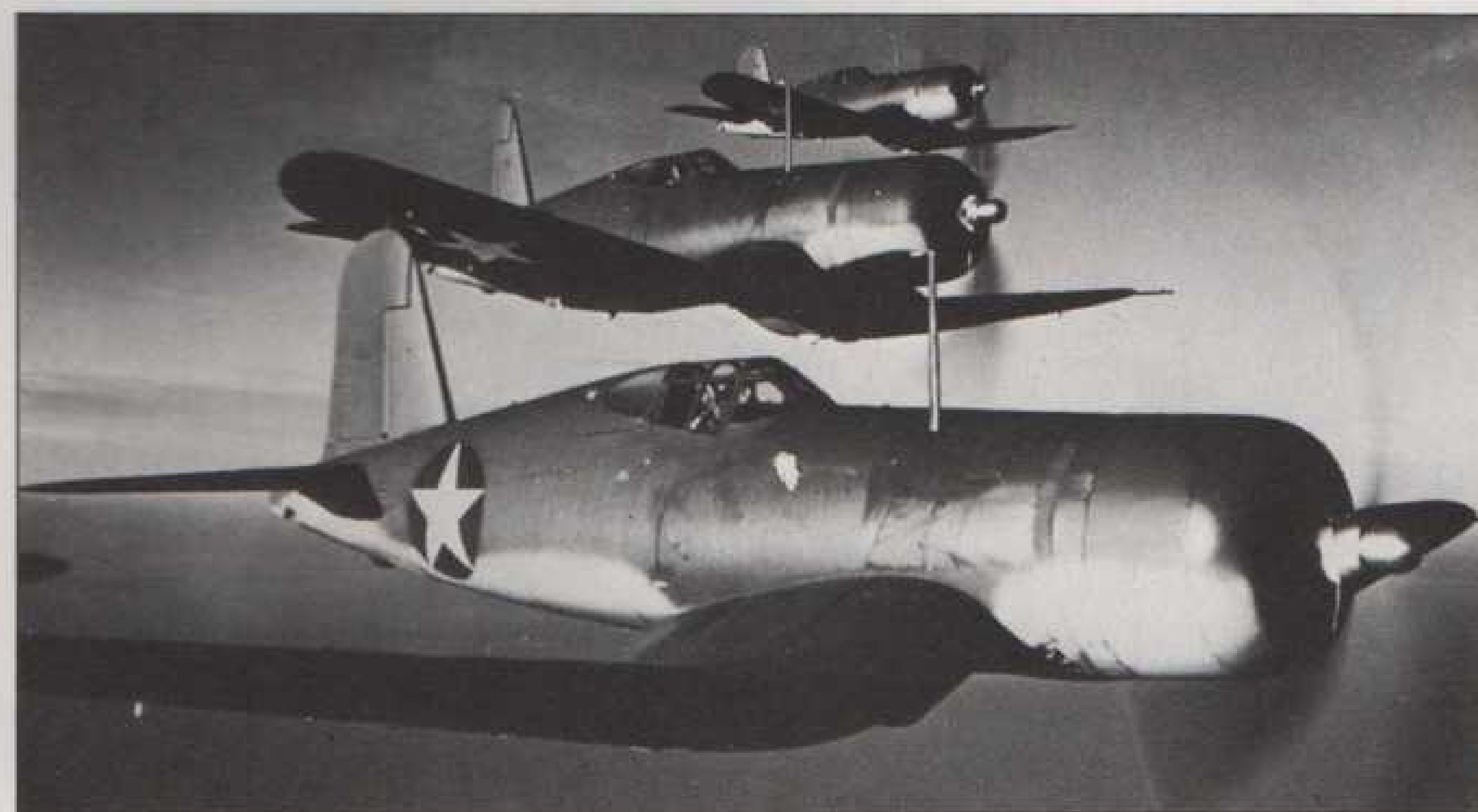
Sólo se construyeron unos pocos cazas F4U-3, para grandes altitudes, provistos de motor XR-2800-16 turbosobrecompresor, y con toma dinámica de presión mediante un amplio conducto ventral. En cambio, el F4U-4 fue el último modelo producido en serie durante la guerra. Las novedades, relativamente secundarias, consistían en un nuevo motor R-2800-18W o —42W (de una potencia de 2 450 hp con inyección de agua, que propulsaba una hélice de cuatro palas Hydromatic), y el desplazamiento de la toma de aire del carburador desde el borde de ataque alar hasta una nueva abertura bajo el motor, lo que a su vez obligó a resituar los escapes.

El F4U-4B tenía cuatro cañones M3, y todos los F4U-4 podían llevar cualquiera de las profusas cargas externas por entonces disponibles, incluyendo ocho cohetes de 12,7 cm o dos de los monstruosos cohetes Tiny Tim de 29,84 cm. El F4U-4 estaba siendo fabricado por Vought a un ritmo de 300 al mes hacia 1945, y continuó en producción hasta 1947, en que la cifra total alcanzó los 2 365 entregados. Al terminar la guerra el F4U había realizado 64 051 salidas, con un palmarés de combate de 2 140 aviones enemigos destruidos en combate aéreo (más oros tantos destrozados en tierra), por unas bajas de sólo 189 Corsair.

A diferencia de muchos otros cazas con motor de émbolo, el F4U continuó un apretado programa de desarrollo y producción después de la guerra. El 4 de abril de 1946, Chance Vought Aircraft vuela el XF4U-5, propulsado por el R-2800-32W con un sobrecompresor de dos etapas de velocidad variable, e identificable visualmente por las tomas de aire parejas en el anillo del capó, en lugar de la toma ventral anterior. Por fin, toda el ala se revistió en metal, disminuyendo drásticamente la resistencia parásita, y se añadieron compensadores por muelle en los timones de profundi-



Lo peor de todo el programa del F4U fue el tiempo que se tardó en poner en producción. Hasta mediados de 1942, dos años después de su primer vuelo, no contó con una línea de producción. Aquí vemos algunos de la extensa serie original de 584 F4U-1 en la planta de Stratford, el 23 de diciembre de 1942 (foto Vought Co.).



Tres de los primeros F4U-1 Corsair de producción fotografiados a finales de 1942, antes de la adición de rectángulos blancos y reborde rojo (después azul) en la insignia nacional. Estos aparatos llevan el gran depósito integrado en el fuselaje, la cabina atrasada y seis armas alares (foto Vought Co.)



Aparte del AU-1, el último modelo salido de las cadenas de producción fue el F4U-7, producido para la Aéronavale francesa. Básicamente era un F4U-4, con la célula de un AV-1 y algunas mejoras en la electrónica y en las ayudas a la navegación. Este F4U-7 ostenta las insignias de la Flottille 12F en Argelia.

Tras la II Guerra Mundial (en enero de 1947), se añadió una banda roja a la enseña nacional americana, y los aviones en la Reserva Naval adoptaron una franja amarilla o anaranjada en torno a la trasera del fuselaje, como este F6-1D del VF-68A de Nueva York.

dad para reducir el esfuerzo del piloto a las altas velocidades ahora alcanzables. El puesto de pilotaje, bastante mejorado ya en el F4U-4, fue modernizado y la cubierta se abombó hacia los lados para mejorar el campo de retrovisión.

Se añadió un sistema de calefacción de la cabina y deshielo del parabrisas, así como calentadores eléctricos para los compartimientos de las ametralladoras y el tubo pitot. Más decisiva fue la instalación del motor en un ángulo 2,75° más bajo, para mejorar la estabilidad y el campo de visión frontal. El armamento comprendía cuatro cañones M3 y una amplia gama de armas subalares. Como en el F4U-4, existieron las versiones -5N de caza nocturno con radar y -5P de reconocimiento fotográfico; el duro invierno de Corea condujo a la variante posterior -5NL, un caza nocturno con equipos de deshielo del tipo flexible Goodrich en los bordes de ataque de planos y cola, zapatas anti-hielo en las hélices y sistema térmico de deshielo del parabrisas mejorado. Vought produjo 101 ejemplares de este modelo especial para invierno, así como 223 del cazabombardero diurno básico F4U-5, 214 cazas nocturnos F4U-5N y 30 F4U-5P.

Bombardero táctico

En 1950 Vought comenzó a estudiar una versión del Corsair especializada en ataque al suelo y consiguió un contrato para el F4U-6 de enero de 1951. Cuando tuvo lugar el primer vuelo, en enero de 1952, el F4U-6 había sido redesignado AU-1. El motor era un R-2800-83WA con un sobrecompresor simple que proporcionaba gran potencia a baja cota, y sin tomas de aire auxiliares alrededor del capó. Los radiadores de aceite se habían colocado más adentro para reducir la vulnerabilidad, y todo el avión disponía de la mayor protección posible contra el fuego antiaéreo enemigo. A pesar de ello, el peso total cargado era el mismo que el del caza F4U-5 (5 851 kg normal y 6 032 kg máximo), con posibilidad de una sobrecarga en despegue de hasta 8 799 kg, lo que suponía más de 2 000 kg de carga ofensiva bajo las alas y el fuselaje, además de los depósitos lanzables. Durante la guerra de Corea, los cazas F4U-5 e incluso los antiguos F4U-4 realizaron regularmente misiones de combate con un depósito de 1 136 l y 907 kg de bombas. Sin depósitos, el AU-1 podía transportar cargas mayores; la disposición común era de dos bombas de 454 kg en las secciones internas, y seis de 227 kg en los restantes soportes subalares.



Gran número de Corsair F4U-4 y 5 operaron desde portaviones durante la guerra de Corea, en 1950-53. Aquí, un Dash-4 del Squadron Vf-791 de la Reserva Naval de EE UU provoca un vórtice de espiral cuando el piloto «dispara» el motor R-2800 en despegue del USS *Boxer* (foto Us Navy).

Victorias en Corea

Durante la guerra de Corea, los Corsair consiguieron varias victorias en combate aéreo. Utilizando el radar APS-19A, los cazas nocturnos eran capaces de interceptar y destruir los lentos aviones norcoreanos Yakovlev Yak-18 y Polikarpov Po-2. El Corsair se encontró también con frecuencia con el Mikoyan-Gurevich MiG-15, y se apuntó su primera victoria sobre un reactor de alas en flecha en agosto de 1952 (aunque en esta ocasión, el F4U fue asimismo derribado por otro MiG segundos después).

Vought entregó el último de los 111 AU-1 Corsair en octubre de 1952, pero no cerró la línea de producción. Desde 1949 la compañía, separada de la United Aircraft, se había reinstalado en una factoría de la US Navy en Dallas, Texas, y allí se construyeron todos los Corsair coreanos. El último modelo sería para la Aéronavale francesa, que necesitaba un avión táctico polivalente para utilizarlo en Indochina. El resultado fue el F4U-7, básicamente un F4U-4 con el motor Dash-18W y el ala del AU-1 capaz por tanto para transportar las mismas pesadas cargas ofensivas. Los franceses recibieron 94 F4U-7 bajo el Programa de Ayuda y Defensa Mutua, entregándose el último en enero de 1953. Había salido de las líneas de fabricación de Dallas el mes anterior, y fue el último de los 12 571 Corsair construidos y el último de los cazas de motor de émbolo en producción en el mundo, con las únicas excepciones del S-49 yugoslavo y el español Hispano HA-1112 Buchón.

Variantes del F4U Corsair

XF4U-1: prototipo dotado del motor R-2800 de 1 850 hp, con todo el combustible en depósitos alares
F4U-1: versión de producción principal, usualmente con motor R-2800-8 de 2 000 hp (últimas versiones, de 2 250 hp), 6 ametralladoras de 12,7 mm o (-1C) 4 cañones M2 (total 9 441)
F4U-2: primera versión de caza nocturno, con radar APS-4 en el ala derecha; normalmente con sólo 4 ó 5 ametralladoras de 12,7 mm (todos conversiones)
F4U-3: versión para grandes altitudes con el R-2800-16 sobrealimentado (no producido)
F-4U4: principal sucesor del F4U-1, motor R-2800-18W o 42 W de 2 450 hp, cabina mejorada y otros cambios (total 2 357)
F4U-5: modelo posbélico con motor R-2800-32W de 2 850 hp, cola y alas totalmente metálicas y otros muchos cambios (producción total en los diferentes subtipos 568)
AU-1 (F4U-6): versión para ataque en rasante (111 en total)
F4U-7: versión para Francia, básicamente un AU con motor del F4U-4 (94 en total)

A-Z de la Aviación

Aérospatiale SA 341/342 Gazelle

Historia y notas

El helicóptero ligero para cometidos generales **Aérospatiale SA 341 Gazelle** proviene del proyecto Aérospatiale X 300 realizado para cumplir con las especificaciones del Ejército francés relativas a un helicóptero ligero para observación. El nombre fue pronto sustituido por el SA 340. El proyecto final mostraba gran afinidad con el SA 318C Alouette II, e incluso empleaba el mismo sistema de transmisión y la planta motriz Astazou II. A diferencia del Alouette II, sin embargo, el nuevo helicóptero se caracteriza por su fuselaje totalmente cerrado; los dos pilotos se alojan uno al lado de otro, con doble mando. Se introducen además dos innovaciones: el *fenestron* o rotor de cola carenado, y un rotor principal rígido de tipo Bölkow modificado.

Mientras todavía se hallaba en las etapas finales del proyecto, el SA 340 atrajo la atención británica, lo que llevó a un acuerdo para su desarrollo y producción conjuntos, que fue firmado el 22 de febrero de 1967 y ratificado oficialmente el 2 de abril de 1968. El primer prototipo, llamado **SA 340.001**, voló el 7 de abril de 1967, y el segundo el 12 de abril de 1968. Fueron seguidos por cuatro SA 341 Gazelle de preserie (el primero de ellos voló el 2 de agosto de 1968), de los que el tercero fue equipado de acuerdo con las demandas del Ejército británico, montado en Francia, y finalmente reensamblando en Inglaterra por la Westland como prototipo Gazelle AH.1. Voló por primera vez el 28 de abril de 1970.

El 14 de mayo de 1970, el primer SA 341 construido por la Aérospatiale como aparato de preserie y con formas ligeramente modificadas, estableció tres nuevos récords de velocidad para helicópteros de su clase, consiguiendo con ello atraer todavía más el interés de otros países.

El primer Gazelle francés de serie, **SA 341.1001**, quedó completado para su primer vuelo de pruebas el 6 de agosto de 1971; disponía de una cabina más larga que la de sus predecesores, una unidad de cola ampliada y un motor Astazou IIIA sobrealimentado. Los primeros Gazelle ensamblados por la Westland aparecieron a principios de 1972.

Variantes

SA 341B Gazelle AH.1: versión para el Ejército británico; motor Astazou IIIN; proyector eléctrico Nightsun, radar Decca Doppler 80 e imagen gráfica automática; el primer modelo ensamblado por la Westland voló el 31 de enero de 1972; primer servicio operacional registrado, el 6 de julio de 1974 (construidos en total 158)
SA 341C Gazelle HT.2: versión de entrenamiento para el Arma Aérea de la Armada británica; motor Astazou IIIN; sistema para aumento de la estabilidad y grúa incorporada; primer vuelo el 6 de julio de 1972, y primer servicio registrado el 10 de diciembre de 1974 (construidos en total 30)
SA 341D Gazelle HT.3: versión de entrenamiento para la RAF; motor Astazou IIIN; sistema para aumento de la estabilidad; instalación de destellos Schermuly; primeras entregas para servicio el 16 de julio de 1973 (total construidos 14)
SA 341E Gazelle HCC.4: versión para comunicaciones de la RAF; motor Astazou IIIN (construido 1)
SA 341F Gazelle: versión básica para el Ejército francés; motor Astazou IIIC (construidos en total 166)
SA 341G Gazelle: versión comercial civil; motor Astazou IIIA; certificado oficial de aptitud para servicio de pasajeros el 7 de junio de 1972; posteriormente fue el primer helicóptero que obtuvo la aprobación norteamericana para operaciones en condiciones IFR Cat. 1 con un solo piloto; también desarrollado bajo la forma llamada «Gazelle alargado», con la parte trasera de la cabina modificada para proveer de espacio adicional (20 cm)
SA 341H Gazelle: versión militar para la exportación; motor Astazou IIIB; ligado a un acuerdo con la SOKO de Yugoslavia para su producción bajo licencia, firmado el 1 de octubre de 1971 (construidos en total 112)
SA 342J Gazelle: versión civil del SA 342L; motor Astazou XIV de 870 hp, con *fenestron* del rotor de cola mejorado y mayor peso en despegue; aprobado para servicio el 24 de abril de 1976; las entregas se iniciaron en 1977
SA 342K Gazelle: versión militar para exportación a zonas cálidas y secas; motor Astazou XIVH de 870 hp con refuerzos para eliminación de torbellinos en las tomas de aire; primer vuelo el 11 de mayo de 1973
SA 342L Gazelle: versión militar del SA 342J; motor Astazou de 870 hp; adaptable para una amplia gama de armamento y equipo, incluidos seis misiles anticarro Euromissile HOT
SA 342M Gazelle: versión anticarro para el Ejército francés con cuatro misiles Euromissile HOT y visor SFIM APX M397 estabilizado



Las Fuerzas Aéreas kuwaitíes operan dos escuadrones de Aérospatiale SA 342K Gazelle, equipados con contenedores para ametralladoras.



Un Westland Aérospatiale SA 341D Gazelle HT.3 de la Central Flying School de Shawbury, Gran Bretaña.

Especificaciones técnicas

Aérospatiale SA 341 Gazelle
Tipo: helicóptero para cometidos generales de cinco plazas
Planta motriz: un turboeje Turboméca Astazou IIIA de 590 hp
Prestaciones: (SA 341 con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 310 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 264 km/h; velocidad económica de crucero al nivel del mar 233 km/h; velocidad de ascensión máxima al nivel del mar 540 m por min; techo de servicio 5 000 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 2 850 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 2 000 m; autonomía al nivel del mar con máximo combustible 670 km; autonomía, con piloto y 500 kg de carga útil, 360 km
Pesos: (SA 341G) vacío 908 kg; máximo en despegue 1 800 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,50 m; diámetro del rotor de cola 0,695 m; longitud total 11,97 m; altura 3,15 m; área del disco del rotor principal 86,5 m^2



Aunque diseñado principalmente para aplicaciones militares, el helicóptero Gazelle para cometidos generales hizo también su aparición en sus versiones civiles SA 341G y SA 342J de mayor potencia (foto Aérospatiale).

Aérospatiale SA 365 Dauphin



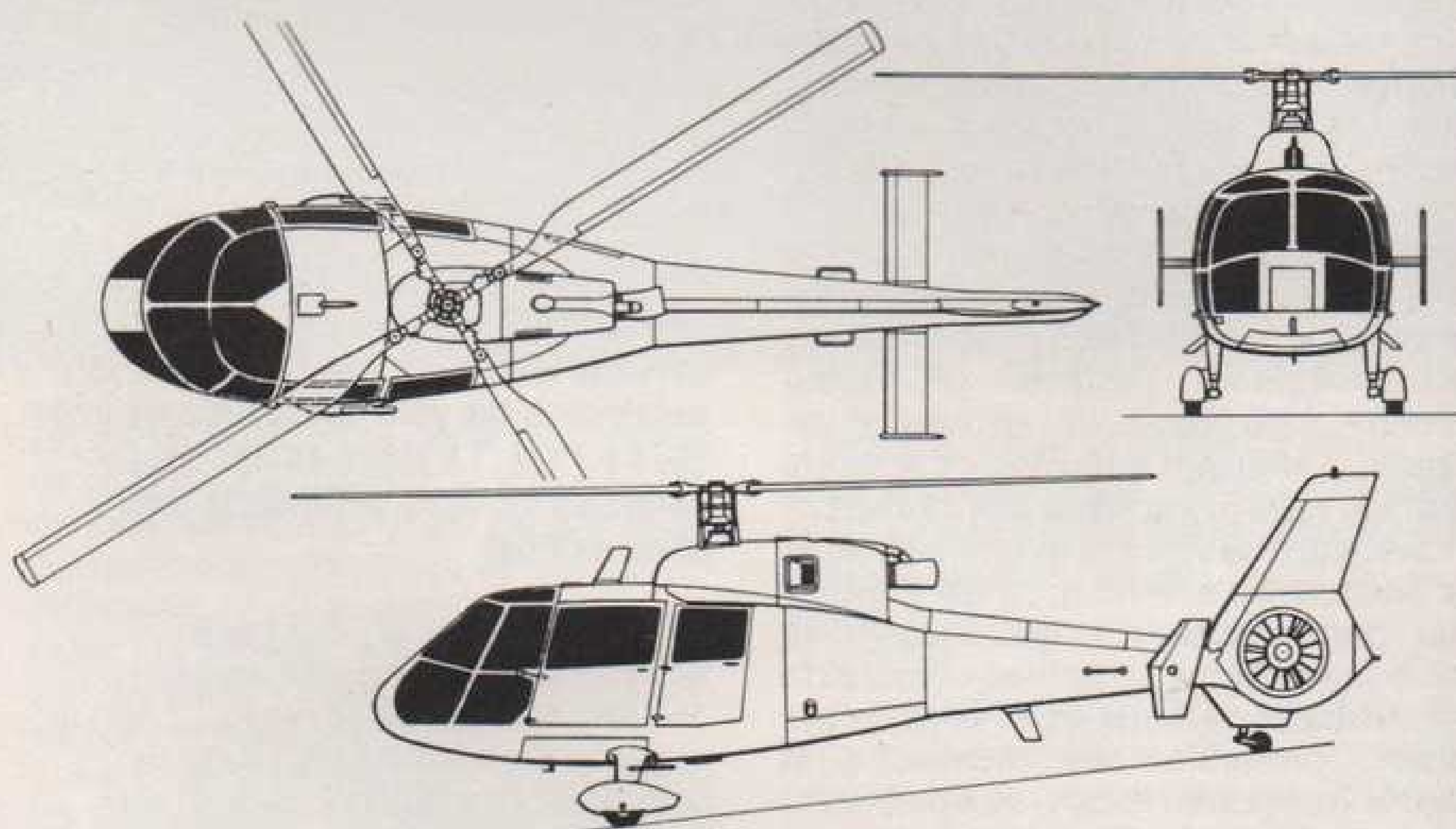
A partir de 1982 la US Coast Guard empezará a recibir los primeros helicópteros Aérospatiale SA 366G Dauphin SRR.

Historia y notas

El **Aérospatiale Dauphin** se está desarrollando en varias versiones, con uno o dos motores, como sustituto del Aérospatiale Alouette III. La primera versión que voló fue el **SA 360** con un solo turboeje Astazou XVI, el 2 de junio de 1973. Posteriormente el motor fue cambiado por un Astazou XVIIIA y se le incorporaron otras modificaciones; en mayo de 1973 este helicóptero alcanzó tres récords de velocidad en su clase. Un segundo prototipo SA 360 voló el 29 de enero de 1973, consiguiendo el certificado francés de aptitud para el vuelo en diciembre de 1975. El primer Dauphin bimotor que voló fue el prototipo **SA 365**, el 24 de enero de 1975, y en noviembre de 1980 se habían recibido pedidos para unas 175 unidades de este eficaz helicóptero provisto de dos turbinas.

Variantes

SA 360: dos prototipos; el primero voló por primera vez el 2 de junio de 1972, propulsado por un turboeje Turboméca Astazou XVI de 980 hp; posteriormente utilizó un motor Astazou XVIIIA de 1 050 hp destinado a la versión de serie. Los dos prototipos realizaron conjuntamente el programa de vuelos de prueba, y en el curso de los mismos el primero de ellos alcanzó tres récords de su clase
SA 360 Dauphin: versión de serie inicial; turboeje Astazou XVIIIA: acomodación estándar para un piloto y nueve pasajeros o, alternativamente, una carga útil interna o externa de 1 420 kg o 1 300 kg; entre sus prestaciones destacan: velocidad máxima de crucero 275 km/h al nivel del mar, velocidad de ascensión inicial al nivel del mar 540 m por minuto, techo de servicio en vuelo estacionario con efecto de suelo 3 850 m, y autonomía 680 km; peso vacío 1 580 kg, y peso máximo en despegue 3 000 kg; dimensiones: diámetro del rotor principal 11,50 m, longitud del fuselaje 10,98 m, altura 3,50 m y área del disco del rotor principal 103,87 m²
SA 361H Dauphin: fue desarrollado por la Aérospatiale como proyecto propio y diseñado como helicóptero de asalto ligero; basado en el SA 360 pero con cabeza de rotor Starflex y un turboeje Astazou XXB de 1 400 hp; como helicóptero de asalto, el SA 361H puede transportar a 13 soldados completamente equipados; como helicóptero de combate, puede montar contenedores para lanzamiento de ocho misiles anticarro Euromissile HOT, dirigidos mediante un visor SFIM APX M397 estabilizado instalado en el techo y complementado por un sistema para visión nocturna SFIM Venus montado en el morro, complementado con un sistema térmico de visión TRT Hector; entre sus características se pueden citar la velocidad de crucero 275 km/h, velocidad de ascensión inicial 750 m por minuto, techo de servicio 6 000 m, autonomía 560 km, peso vacío 1 620 kg y máximo en despegue 3 500 kg; sus dimensiones son idénticas a las del SA 360
SA 365C Dauphin 2: variante bimotor, propulsada por dos turboejes Turboméca Arriel de 650 hp que le proporcionan mayor seguridad; el prototipo SA 365C Dauphin 2 voló por primera vez el 24 de enero de 1975; el SA 365C obtuvo el certificado de vuelo para un único piloto en condiciones IFR, y entró en servicio a principios de 1978
SA 365F Dauphin 2: diseñado por la Aérospatiale para cumplir las especificaciones de Arabia Saudí relativas a un pequeño helicóptero capaz para operar en misiones antisubmarinas y antibuque desde pequeños buques de guerra, el SA 365F está basado en el 366G, pero puede transportar cuatro misiles antibuque Aérospatiale AS 15TT con el radar de guía Thomson-CSF Agrion 15; el programa de producción prevé iniciar las entregas en 1984-85
SA 365M Dauphin 2: versión militar del Dauphin 2 en proyecto, equipada para misiones en el campo de batalla
SA 365N Dauphin 2: versión navalizada del SA 365C, con entregas programadas para 1982; tren de aterrizaje de tres ruedas, cola y rotor principal plegables y carga de combustible mayor; versión antibuque con dos misiles AS 15TT, o antisubmarina con torpedos y detector magnético
SA 366G Dauphin SRR: versión especial pedida por la Coast Guard de EE UU para su entrega en 1982; aproximadamente un 70 % del valor global del SA 366G será norteamericano, incluidos los turboejes Avco Lycoming LTS101, cada uno de ellos con una potencia de hasta 680 hp



Aérospatiale SA 360 Dauphin.



El Aérospatiale Dauphin ha sido desarrollado en versiones militares de tierra y embarcada, con uno o dos motores (foto Aérospatiale).

Especificaciones técnicas
Aérospatiale SA 365C Dauphin 2

Tipo: helicóptero bi-turbina para cometidos generales
Planta motriz: dos turboejes Turboméca Arriel de 650 hp
Prestaciones: (con un peso de 3 000 kg) velocidad máxima 315 km/h; velocidad de crucero 255 km/h; máxima velocidad de ascensión al nivel del mar 750 m por min; techo de servicio 6 000 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 3 350 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 2 600 m; autonomía máxima (sin reservas) 465 km
Pesos: vacío 1 790 kg; máximo en despegue 3 400 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,68 m; longitud 13,29 m; altura hasta la punta del cabezal del rotor 3,50 m; área del disco del rotor principal 107,115 m²

Aérospatiale SN 601 Corvette

Historia y notas

A fines de los años sesenta la Aérospatiale inició el diseño de un avión multiuso de tamaño medio con acomodo para un máximo de doce pasajeros. Este avión fue diseñado para cometidos tales como taxi aéreo, ambulancia, transporte para ejecutivos, carga ligera o entrenamiento. El 16 de julio de 1970 voló por primera vez un prototipo **SN 600,** propulsado por dos motores turbofan Pratt & Whitney Aircraft de Canadá JT15D-1 con un empuje de 998 kg, montados en contenedores a cada lado del fuselaje posterior. Por desgracia este avión, después de completar más de 270 horas de vuelo, quedó destrozado a resultas de un accidente ocurrido el 23 de marzo de 1971, y hasta el 20 de diciembre de 1972 no pudo realizar su primer vuelo un **SN 601** de serie, por aquel entonces llamado ya Corvette.

En ese tiempo se habían introducido algunos cambios en el proyecto, entre ellos el alargamiento del fuselaje, mayor capacidad de los depósitos de punta de ala, así como la instala-



Aérospatiale SN 601 Corvette de la Air Alsace.



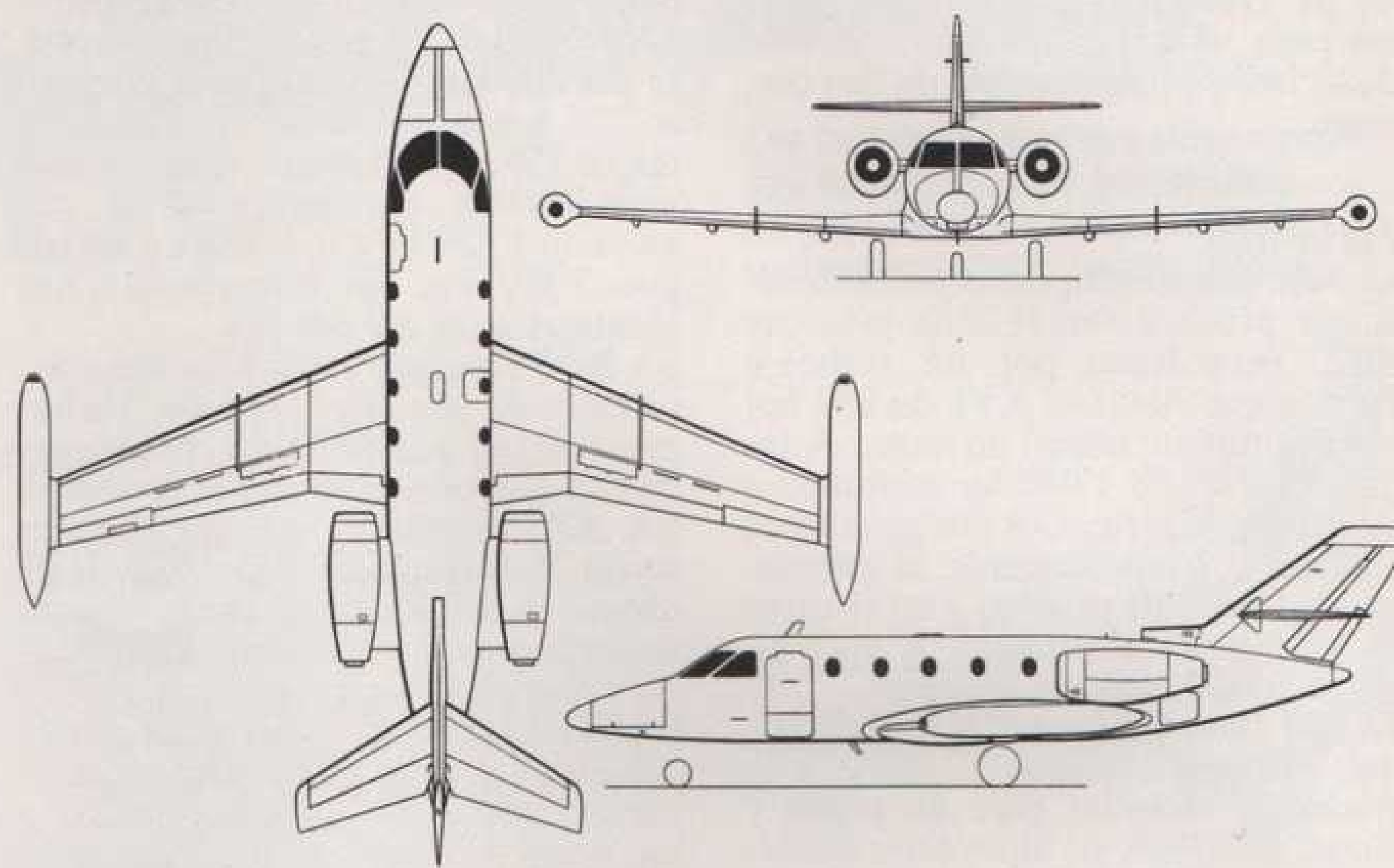
Pese a sus muchos atractivos y a su versatilidad, el Aérospatiale SN 601 Corvette fue un fracaso comercial, al construirse tan sólo 40 ejemplares entre 1974 y 1978. La fuerte competencia perjudicó sin duda al Corvette (foto Aérospatiale).

ción de motores JT15D-4 más potentes. El Corvette tiene una configuración de monoplano de ala baja, construido totalmente de metal; las alas disponen de flaps de doble ranura situados en los bordes de fuga, deflectores de tres secciones, y aerofrenos operados hidráulicamente, en la parte superior e inferior de la superficie alar. La unidad de cola es convencional, con el empenaje montado sobre la deriva, para mantenerlo libre del chorro procedente de las turbinas. El tren de aterrizaje retráctil, del tipo de tres ruedas, con una sola en cada pata, incluye un sistema de frenado antideslizante. El fuselaje alargado permite al avión de serie, acomodar un máximo de 14 pasajeros que disfrutan, al igual que la tripulación compuesta por dos pilotos situados en una cabina separada, de ambiente presurizado y acondicionado. Dispone de instrumentos para vuelo sin visibilidad estándar y aviónica optativa, de acuerdo con las especificaciones del cliente.

Las entregas de los aviones de serie se iniciaron en setiembre de 1974; al dar por finalizada la producción en 1978 únicamente se habían construido 40 unidades, a causa de la falta de pedidos, probablemente debida a la fuerte competencia internacional existente para esta clase específica de aviones.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte para cometidos generales
Planta motriz: dos turbofan Pratt &Whitney Aircraft de Canadá con un empuje de 1 134 kg
Prestaciones: velocidad máxima de crucero, a 9 145 m, 760 km/h; velocidad económica de crucero 566 km/h; techo de servicio 12 500 m; autonomía con carga máxima de combustible y reserva para 45 min 2 555 km; autonomía con 12 pasajeros y reserva para 45 min 1 555 km
Pesos: vacío 3 510 kg; máximo en despegue 6 600 kg
Dimensiones: envergadura 12,87 m; longitud 13,83 m; altura 4,23 m; superficie alar 22,00 m²
Usuarios: Air Alsace, Continentale Air Service, Touraine Air Transport (TAT) y Uni-Air International



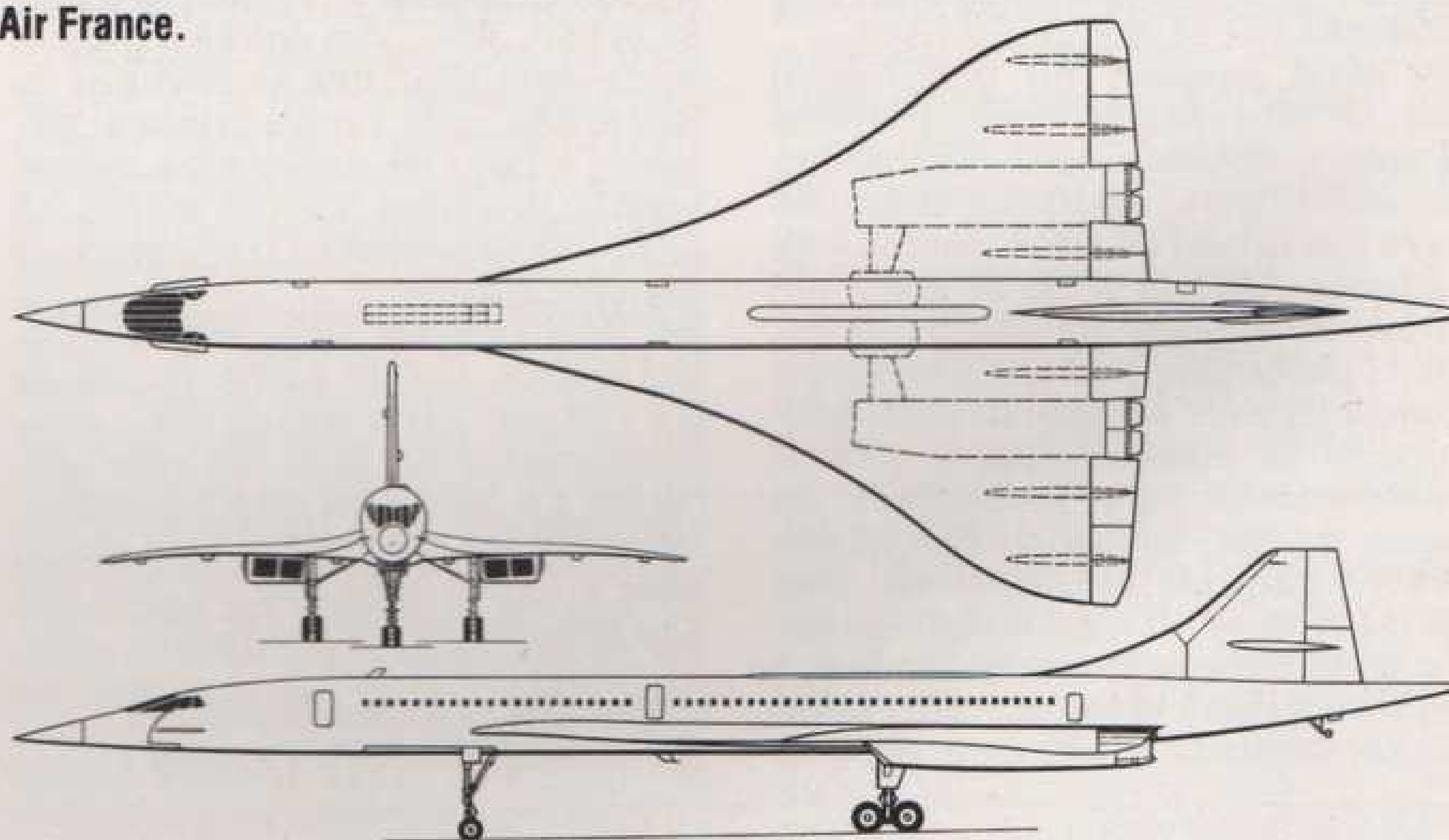
Aérospatiale SN 601 Corvette.

Aérospatiale/British Aerospace Concorde

Historia y notas



Aérospatiale/BAe Concorde, en servicio en Air France.



Aérospatiale/BAe Concorde.

A fines de los años cincuenta la Bristol Aircraft Ltd. en Gran Bretaña (que en 1960 se convirtió en subsidiaria de la British Aircraft Corporation o BAC, por la que finalmente fue absorbida) y la Sud-Aviation en Francia (que se había fusionado en 1970 con la Nord-Aviation y la SEREB para formar la Société Nationale Industrielle Aérospatiale) llevaban a cabo paralelamente estudios sobre diseños para un transporte supersónico práctico. Ambas compañías llegaron a la conclusión de que el diseño y construcción de tal aparato era posible, aunque el coste de su desarrollo quedaba completamente fuera de las posibilidades de cada una de las compañías por separado. Más aún, pronto se hizo evidente que los costes de desarrollo excederían de las posibilidades del gobierno británico o el francés en solitario. Por ello se iniciaron conversaciones que finalizaron el 29 de noviembre de 1962 con la firma de acuerdos que comportaban la colaboración internacional para la realización de lo que se entendía como un producto muy deseable y de fácil comercialización. Los gobiernos británico y francés acordaron proveer los fondos necesarios para financiar su desarrollo, y la British Aircraft Corporation y la Rolls-Royce firmaron acuerdos con la Sud-Aviation y la Société Nationale d'Étude et de Construction de Moteurs d'Aviation (SNECMA) para su colaboración en el diseño y construcción conjunta de un transporte supersónico, al que se dio el nombre de **Concorde**, simbolizando el deseo de las compañías fabricantes de producir un avión seguro, fiable y de impacto mundial.

El proyecto y desarrollo del Concorde necesitaba dar solución a multitud de complejos problemas técnicos si las compañías colaboradoras deseaban realmente conseguir su meta de un avión supersónico de transporte seguro y fiable. El primer problema a resolver fue el de la velocidad máxima. Si su intención era volar a una velocidad de crucero entre Mach 2.5 y Mach 3 se presentaban problemas de calentamiento cinético como resultado del rozamiento con el aire que, durante los largos periodos de vuelo a alta velocidad de crucero, elevaría la temperatura de ciertas zonas de la estructura del avión hasta cifras que las aleaciones ligeras convencionales no serían capaces de soportar manteniendo su integridad estructural. Estas velocidades pueden ser, y han sido, superadas considerablemente por vehículos experimentales tripulados, existiendo en el mundo aviones militares operacionales capaces de superar Mach 3 o velocidades superiores. Sin embargo, sus estructuras contienen en elevada proporción metales resistentes al calor, tales como titanio o acero inoxidable; su empleo, a escala relativamente importante en un Concorde para Mach 2.5 o Mach 3.0, hubiera incrementado considerablemente los costes de la estructura. Se decidió pues limitar la velocidad del avión de línea a Mach 2.2.

El proyecto, desarrollo y construcción se repartieron entre la Aérospatiale y la BAC, responsabilizándose el socio francés de las alas y las superficies de control alares; de la sección trasera de la cabina; de los sistemas de aire acondicionado, hidráulicos, de navegación y radio, y de los controles de vuelo. La BAC se responsabilizó de las tres secciones delanteras del fuselaje; del fuselaje de cola; deriva; góndolas para los motores y conductos; instalación de los motores, sistemas de aviso y extinción de incendios; sistemas eléctricos, para combustible y oxígeno, y aislamiento acústico y térmico. La construcción de los dos primeros prototipos fue iniciada en febrero de 1965, el Concorde 001 por la Aérospatiale, en Toulouse, y el 002 por la BAC en Filton, Bristol. El primer vuelo del 001 (F-WTSS) se realizó el 2 de marzo marzo 1969, y el del 002 británico (G-BSST) el 9 de abril de 1969.

A pesar de los problemas inherentes al Concorde como consecuencia del hecho de ser un avión de transporte supersónico, entre los que se pueden citar el ruido de los motores, el estampido sónico, el consumo de combustible y el costo, el avión y la posibilidad de acortar los tiempos de

vuelo en viajes de negocios y VIP, despertaron gran interés. Al poco tiempo se habían recibido pedidos para más de 70 aviones, y parecían existir buenas perspectivas de conseguir un éxito comercial en gran escala. Y no se trataba de un exceso de optimismo, ya que con clientes en el registro de pedidos tales como la Air Canada, Air France, American Airlines, BOAC, Eastern Airlines, Japan Air Lines, Lufthansa, Pan American, Qantas, Sabena, TWA y United Airlines, resultaba lógico pensar que el afortunado despegue llevado a cabo por estas compañías generaría nuevos pedidos.

Las formas del Concorde son bien conocidas, ya que han aparecido con profusión fotografías e ilustraciones a todo color tanto en artículos referentes a aviación como en otros de la prensa en general, ensalzando o denigrando a este notable avión. Posee configuración de ala baja en cantilever y planta en delta de gran superficie, así como un fuselaje largo y estrecho con un ancho máximo de 2,63 m. La cola consiste únicamente en una deriva vertical y timón de dirección, ya que para el control del cabeceo y balance dispone de seis elevones repartidos a lo largo del borde de fuga de las alas en delta. El tren de aterrizaje es del tipo triciclo retráctil hidráulicamente, con ruedas gemelas en la unidad de proa y cuatro ruedas en bogie en cada unidad principal. Se ha previsto acomodo para tres tripulantes en la cabina, con posibilidad de un cuarto detrás del asiento del piloto, así como toda una serie de configuraciones de las cuatro filas de asientos para satisfacer las exigencias de las distintas compañías aéreas. La capacidad máxima de transporte es de 144 pasajeros. La propulsión consiste en cuatro turborreactores Rolls-Royces/SNECMA Olympus 593 Mk610; esta versión particular del Olympus ha sido diseñada especialmente para el Concorde.

Algunas características de diseño particularmente interesantes del Concorde son debidas a su configuración y utilización. Por ejemplo, la planta de las alas en delta exige que el avión vuele con un ángulo de ataque muy pronunciado a velocidades subsónicas bajas; por consiguiente, su tripulación de vuelo dispondría de una visibilidad del suelo muy restringida durante el despegue, la ascensión inicial, la aproximación y aterrizaje, si no se hubieran tomado las medidas oportunas. Por ese motivo se diseñó la sección del morro del fuselaje de forma que pudiera abatirse, para así mejorar la visión frontal en las condiciones anteriormente citadas, y se dispuso asimismo un visor retráctil, elevado hidráulicamente, que queda escondido en el parabrisas durante el vuelo normal de crucero.

La mayor parte de la capacidad total de combustible del Concorde, 119 787 l, queda contenida en el interior de sus alas, aunque un determinado porcentaje se guarda en cuatro depósitos dispuestos en el fuselaje. El combustible se emplea en dos aplicaciones distintas, además de la principal de abastecimiento a los motores: en primer lugar, el gran volumen de combustible conservado en el interior de la estructura alar actúa como refrigerante para reducir la temperatura de las alas durante vuelos supersónicos prolongados; en segundo lugar, el combustible es transferido automáticamente a través de la red de conductos de los depósitos, para mantener fijo el centro de gravedad del avión durante el vuelo de crucero. Además, un cierto número de tanques de compensación mantienen la correcta relación entre la situación del centro de gravedad del avión y su centro de presión aerodinámica, al moverse hacia proa el combustible durante las aceleraciones, y hacia popa cuando el avión vuelve al régimen de vuelo subsónico.

Gran parte de la eficiencia y fiabilidad de la planta motriz es consecuencia de sus tomas de aire de área variable controlada por computadora, que aseguran el flujo óptimo a cada motor en cualquier condición operativa. Las cabinas de mando y del pasaje están presurizadas y disponen de aire acondicionado, y su avanzada aviónica incluye un sistema automático de control de vuelo y sistemas de navegación inercial triplicados.

En el momento en que se obtuvo de las autoridades británicas y francesas el certificado absoluto para el transporte de pasajeros, lo que tuvo lugar a fines de 1975, se llevaban totalizadas 5 335 horas en vuelos de pruebas de los prototipos, ejemplares de pre-producción y primeros Concorde de serie. Los servicios regulares de transporte en vuelo supersónico fueron inaugurados simultáneamente por Air France y British Airways el 21 de enero de 1976, pero, ya entonces, la escalada de los costes de este avión y las actividades anti-Concorde de los ecologistas, habían reducido la cartera de pedidos a los nueve aparatos encargados por las dos compañías antes mencionadas. Existía, desde luego, el profundo convencimiento de que el empleo con éxito de este aparato por parte de Air France y la British Airways generaría nuevos pedidos, pero a fines de 1981 esto aún no ha demostrado ser cierto. Uno de los factores importantes que ha gravitado en esta falta de ventas ha sido el gran aumento del coste del combustible, superior al ahorro operativo resultante de las experiencias realizadas durante los cuatro años de uso.

El Concorde ha generado probablemente más orgullo, y más odio al ruido y polución ambiental, que ningún otro avión comercial construido anteriormente; pero, sea cual sea su forma de pensar a este respecto, pocas personas dejarán de estar de acuerdo en que el Concorde, uno de los primeros frutos de la colaboración internacional, ha demostrado ser un supremo éxito tecnológico.



El G-BOAA, sexto Concorde de serie, entró al servicio de la British Airways en 1976. Esta compañía opera actualmente con seis unidades de este tipo (foto British Airways).

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte comercial supersónico
Planta motriz: cuatro turborreactores Rolls-Royce/SNECMA Olympus 593 Mk 610, cada uno de ellos con un empuje de 17 259 kg con un 17 % de poscombustión
Prestaciones: velocidad de crucero para autonomía óptima Mach 2.04 a 15 635 m, equivalente a 2 179 km/h; techo de servicio 18 290 m; autonomía con carga máxima de combustible 6 582 km, con una carga útil de 8 845 kg y reserva de combustible FAR; autonomía con carga máxima útil, a una velocidad de crucero de Mach 2.02 con combustible de reserva FAR, 6 228 km
Pesos: vacío en operación 78 698 kg; máximo en despegue 185 066 kg
Dimensiones: envergadura 25,55 m; longitud 62,10 m; altura 11,40 m; superficie alar 358,22 m²
Usuarios: Air France, British Airways

Aerosport Rail

Historia y notas

La Aerosport Inc. fue fundada en 1970 para diseñar aviones aptos para el mercado americano de fabricación doméstica, así como para producir los planos y piezas necesarios para su montaje. Uno de los primeros aviones diseñados por H.L. Woods, una vez constituida su sociedad, recibió el nombre de **Rail**. El objetivo consistía en lograr un avión que no sólo fuera de fácil montaje, sino también sencillo de pilotar y económico, y el resultado fue que el Rail mostraba una configuración totalmente anormal.

El fuselaje de proa, de aleación ligera, disponía de un ala monoplana en cantilever, unidad de cola en forma de T, tren de aterrizaje fijo de tres ruedas, y una planta motriz que en el prototipo consistía en dos motores de máquina quitanieves, de 33 hp, modificados y dispuestos sobre montantes en la parte superior de las alas, y moviendo cada uno de ellos una hélice impulsora bipala. El piloto se acomodaba en un asiento situado delante de las alas, sin cubierta de ninguna clase. Con esta disposición voló el Rail el 4 de noviembre de 1970. Posteriormente adoptó como planta motriz estándar un único motor de automóvil Volkswagen modificado, montado sobre una estructura situada en el fuselaje de proa, y que movía una hélice impulsora bipala. Bajo esta nueva forma el avión recibió el nombre de **Rail II**, consiguiendo el certificado de aptitud en la categoría Experimental el 24 de junio de 1971. Se han vendido aproximadamente unos 200 juegos de planos y piezas para montaje.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano ligero monoplaza de construcción doméstica
Planta motriz: un motor de automóvil Volkswagen modificado
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 145 km/h; velocidad de crucero 129 km/h; techo de servicio aproximado 3 660 m; autonomía 354 km
Pesos: vacío 202 kg; máximo en despegue 331 kg
Dimensiones: envergadura 7,10 m; longitud 4,80 m; altura 1,83 m; superficie alar 7,57 m²

Aerotec A-122 Uirapuru

Historia y notas

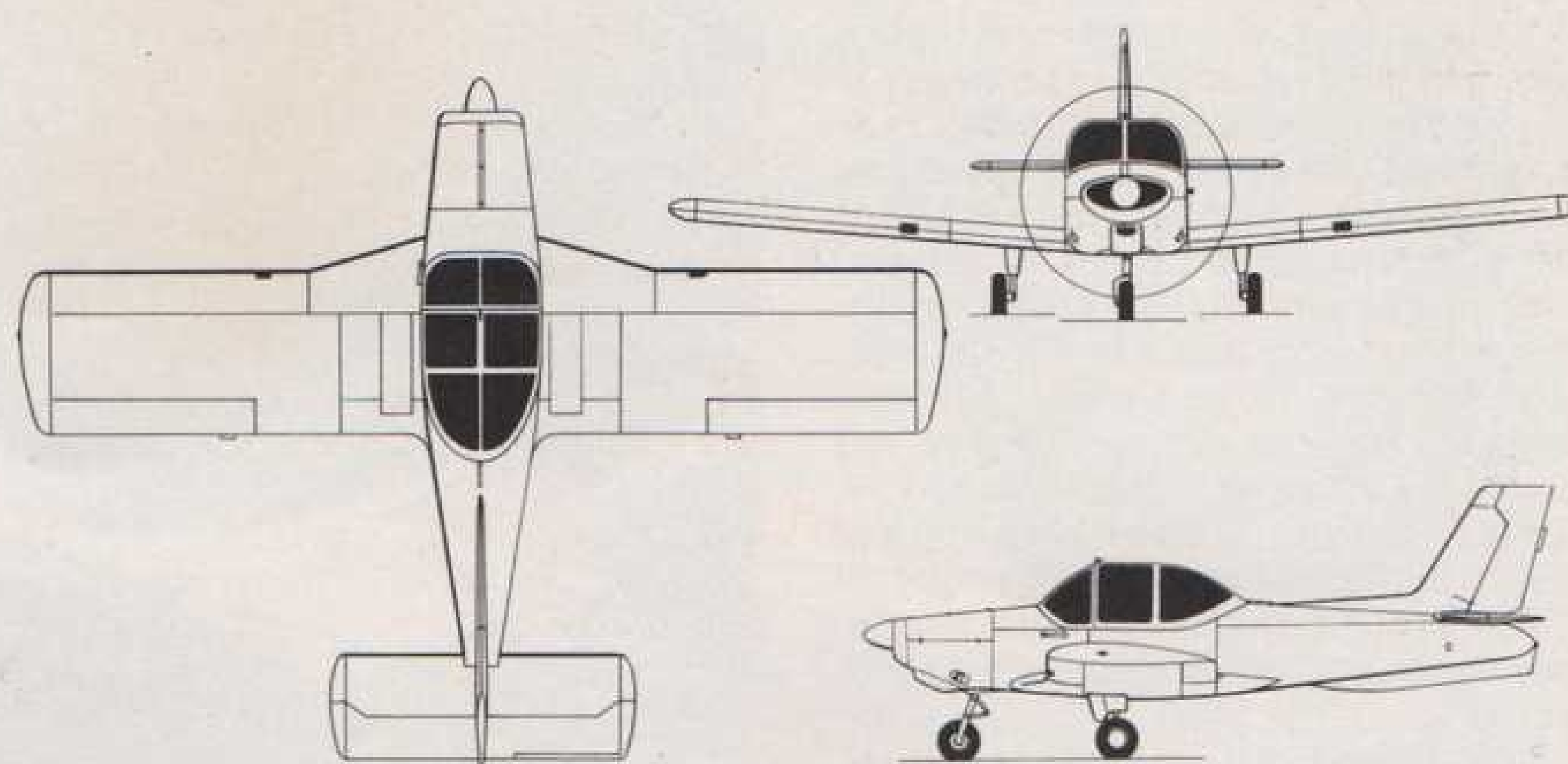
La Aerotec, pequeña compañía fundada en 1962 y establecida en São Paulo, diseñó su **A-122 Uirapuru** a principios de los años sesenta por propia iniciativa, volando el prototipo por primera vez el 2 de junio de 1965 con un motor Avco Lycoming O-235 de 108 hp. Un segundo prototipo, con un motor Avco Lycoming O-320-A de 150 hp, fue seguido, en enero y abril de 1968, por dos aviones militares de preserie propulsados en forma similar. Pocos meses antes, en octubre de 1967, las Fuerzas Aéreas brasileñas habían cursado un pedido inicial de 30 unidades, con un motor de 160 hp que se convirtió en la planta motriz estándar y con asientos dispuestos lateralmente para instructor y alumno y mandos dobles; se dio a este modelo la denominación de **T-23**. Los pedidos subsiguientes elevaron hasta 100 el total de unidades brasileñas, que se emplean para vuelos de entrenamiento primario por la Academia da Força Aérea de Pirassununga, São Paulo.

La célula está construida básicamente de aleación ligera, y dispone de un tren de aterrizaje fijo con la rueda

de proa orientable. La cubierta de la cabina es expulsable en vuelo. La Aerotec ha exportado también Uirapuru militares a las Fuerzas Aéreas bolivianas (18) y paraguayas (ocho), y ha suministrado cerca de 20 unidades civiles **A-122B** (el modelo militar recibe la denominación de la compañía **A-122A**) a aeroclubs brasileños con ayuda estatal. La producción del Uirapuru original se cerró a principios de 1977, con una cifra global de 155 unidades construidas de ambos modelos; la Aerotec, sin embargo, bajo pedido de las Fuerzas Aéreas brasileñas, trabajó posteriormente en el proyecto del A-132 Uirapuru II, llamado Tangará, de capacidad acrobática completa, del que se da más información en la siguiente ficha.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión de entrenamiento primario biplaza
Planta motriz: un motor Avco Lycoming O-320-B2B de cuatro cilindros opuestos y 160 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar 227 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 185 km/h; velocidad de ascensión inicial 225 m por minuto; techo de servicio 4 500 m; autonomía con carga máxima de combustible 800 km
Pesos: vacío 540 kg; máximo en despegue 840 kg
Dimensiones: envergadura 8,50 m; longitud 6,60 m; altura 2,70 m; superficie alar 13,50 m²
Armamento: ninguno
Usuarios: Bolivia, Brasil, Paraguay



Aerotec A-122 Uirapuru.

Aerotec A-132 Tangará

Historia y notas

La Aerotec SA fue fundada en São José dos Campos, São Paulo (Brasil), para proyectar y construir aviones ligeros. Su primer proyecto consistió en el avión de entrenamiento primario biplaza A-122 Uirapuru, que fue fabricado en las versiones A-122A militar y A-122B civil; el A-122A ha entrado en servicio bajo la denominación T-23 en las Fuerzas Aéreas brasileñas.

El **A-132 Tangará** se había llamado originariamente Uirapuru II, y es una versión con capacidad acrobática completa del A-122, con un motor Avco Lycoming más potente, mayor envergadura, mayor superficie de la deriva y una cubierta de cabina mejorada. El prototipo voló por primera vez el 26 de febrero de 1981, y está prevista su entrada en servicio con la Força Aérea Brasileira bajo la denominación **T-17**.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión biplaza de entrenamiento militar
Planta motriz: un motor Avco Lycoming IO-360-ClC6 de cuatro cilindros opuestos, de 200 hp
Prestaciones (estimadas): velocidad máxima 262 km/h; velocidad máxima de crucero 192 km/h; autonomía 4 horas
Pesos: vacío 600 kg; máximo en despegue 920 kg
Dimensiones: envergadura 9,00 m; longitud 7,20 m; altura 2,70 m

Aerotécnica AC-12

Historia y notas

Aerotécnica SA fue fundada en Madrid para desarrollar un helicóptero biplaza, diseñado por el conocido ingeniero francés Jean Cantinieau. La compañía había conseguido los derechos para la construcción bajo licencia del helicóptero MC-101 de la compañía francesa Matra-Cantinieau, y desarrolló una versión mejorada de este aparato, bajo la denominación **Aerotécnica AC-12;** el primer ejemplar efectuó el vuelo inaugural el 20 de julio de 1956.

Este helicóptero tenía una configuración poco usual en góndola con un larguero fijado a su parte superior; el prototipo disponía de un motor de cuatro cilindros opuestos Avco Lycoming O-320 de 150 hp instalado en la parte delantera, encima del techo de la cabina. El rotor principal de tres palas era propulsado directamente por medio de un piñón reductor y caja de engranajes; las palas, como las tres del rotor de cola, estaban fabricadas con una aleación compuesta. El tren de aterrizaje era del tipo de patín simple, y la cabina cerrada, con acomodo para dos personas lado a lado, disponía de mandos dobles como estándar. Fueron suministrados a las Fuerzas Aéreas españolas dos prototipos y unas 12 unidades de serie, que recibieron la designación **EC-XJ-2.**

Variantes

Aerotécnica AC-13A: nombre dado a una versión triplaza del AC-12, propulsada por un motor turboeje Turboméca Artouste I de 260 hp; se suprimió el rotor de cola, consiguiéndose el control de la rotación antipar mediante desviación de la turbina, y suplementando el control direccional mediante dos planos de cola verticales móviles dispuestos a ambos lados de la deriva; se construyeron dos prototipos en Francia por la SNCAN, que fueron designados **Nord 1750 Norelfe,** y adquiridos seguidamente por el gobierno español; velocidad máxima 140 km/h; velocidad de crucero 125 km/h; techo de servicio 6 065 m, autonomía máxima 345 km, peso vacío 575 kg, peso máximo en despegue 880 kg, diámetro del rotor 9,04 m, longitud 7,80 m, y área del disco del rotor 64,00 m²
Aerotécnica AC-14: versión ampliada de cinco plazas del AC-13A, propulsada por un turboeje Turboméca Artouste IIB1 de 400 hp: el primero voló el 16 de julio de 1957; la designación dada por las autoridades militares españolas a esta variante fue la de **EC-XZ-4;** velocidad de crucero 120 km/h, techo de servicio 6 350 m, peso vacío 625 kg, peso máximo en despegue 1 200 kg, diámetro del rotor 9,60 m, longitud 11,22 m, altura 3,10 m, y área del disco del rotor 72,35 m²



El Aerotécnica AC-12 y sus derivados AC-13 y AC-14 han representado un notable esfuerzo español en el desarrollo de un tipo de helicóptero de altas prestaciones, basado en un diseño de origen francés. En la fotografía, uno de los diez ejemplares AC-14 fabricados para el Ejército español del Aire, bajo la denominación militar EC-XZ-4.

Especificaciones técnicas

Aerotécnica AC-12
Tipo: helicóptero biplaza ligero de cometidos generales
Planta motriz: un motor Avco Lycoming O-360-B2A de cuatro cilindros opuestos de 168 hp
Prestaciones: velocidad máxima 120 km/h; velocidad de crucero 100 km/h; techo de servicio en vuelo estacionario con efecto de suelo 1 770 m; autonomía con combustible máximo 320 km
Pesos: vacío 480 kg; máximo en despegue 720 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 8,50 m; diámetro del rotor de cola 1,70 m; longitud 7,35 m; altura 2,75 m; área del disco del rotor principal 57 m²

AFU AA-7/AJ-7/AR-7: ver FFA

Ago C.I. y C.II

Historia y notas

El nombre Ago proviene originariamente de las iniciales de la compañía fundada en 1911 por el pionero de la aviación alemana Gustav Otto. Llamada entonces Aeroplanbau G. Otto und Alberti, cambió su nombre a principios de 1912 por el de Aerowerke Gustav Otto y, a fines del mismo año, se convirtió en Ago Flugzeugwerke Gmbh.

A principios de la I Guerra Mundial, la Ago, al igual que otros muchos fabricantes extranjeros, empezó a diseñar y construir aviones militares para misiones de observación y comunicaciones, únicas que, al iniciarse la guerra, consideraban los mandos militares que podían realizar con efectividad los aeroplanos recientemente desarrollados.

El primer avión militar de esta compañía recibió el nombre de **Ago C.I** y se trataba de un biplano biplaza de configuración poco normal. Gran parte del proyecto se debió a un ingeniero suizo, A. Haefeli, que había trabajado anteriormente en Francia para los hermanos Farman. Las alas biplanas de dos vanos del C.I debían gran parte de su diseño a las estructuras alares Farman, y era de madera recubierta con tela. El fuselaje consistía en una barquilla central que incorporaba dos cabinas abiertas, con el piloto sentado detrás y el observador acomodado en la plaza de proa. En la parte trasera de la barquilla, que terminaba casi en el borde de fuga del ala inferior, estaba situado un motor Mercedes D.III de 160 hp, o un Benz Bz.III de 150 hp, que movía una hélice impulsora. Fuera de la barquilla central, dos largueros de cola, aerodinámicos y de sección circular, se fijaban a las

alas por medio de unos montantes interalares bifurcados poco usuales, y se ahusaban hacia popa hasta rematar, cada uno de ellos, en un plano de deriva y un timón. Los dos largueros se unían, a la altura de las derivas, mediante un plano de cola, que disponía de un timón de profundidad situado en su borde de fuga.

El tren de aterrizaje se componía de un patín debajo del extremo de cola de cada larguero, más una única rueda en cada unidad principal y, por delante de éstas, dos ruedas más, situadas bajo el morro para evitar que el avión girase sobre sí mismo al aterrizar sobre superficies poco cuidadas. El C.I, fabricado en series relativamente cortas, entró en servicio en el frente occidental en verano de 1915.

Variantes

Ago C.I-W: nombre dado al único ejemplar de una versión del C.I con flotadores, en servicio para la Marina alemana

Ago C.II: nombre dado a una versión del C.I con perfeccionamientos estructurales: planos de deriva y timones de mayor superficie; motor Benz Bz.IV de 220 hp; velocidad máxima 137 km/h; peso vacío 1 360 kg, y máximo en despegue 1 946 kg; bajo el mismo nombre también entró en servicio una variante del C.II con un ala de tres vanos de 18,30 m de envergadura

Ago C.II-W: nombre dado a dos ejemplares de una versión del C.II con flotadores, en servicio para la Marina alemana

Ago C.III: nombre dado al único ejemplar de una versión perfeccionada del C.II con un motor Mercedes D.III de 160 hp; alas de un solo vano con una envergadura de 11,00 m; longitud 7 m

Especificaciones técnicas

Ago C.I

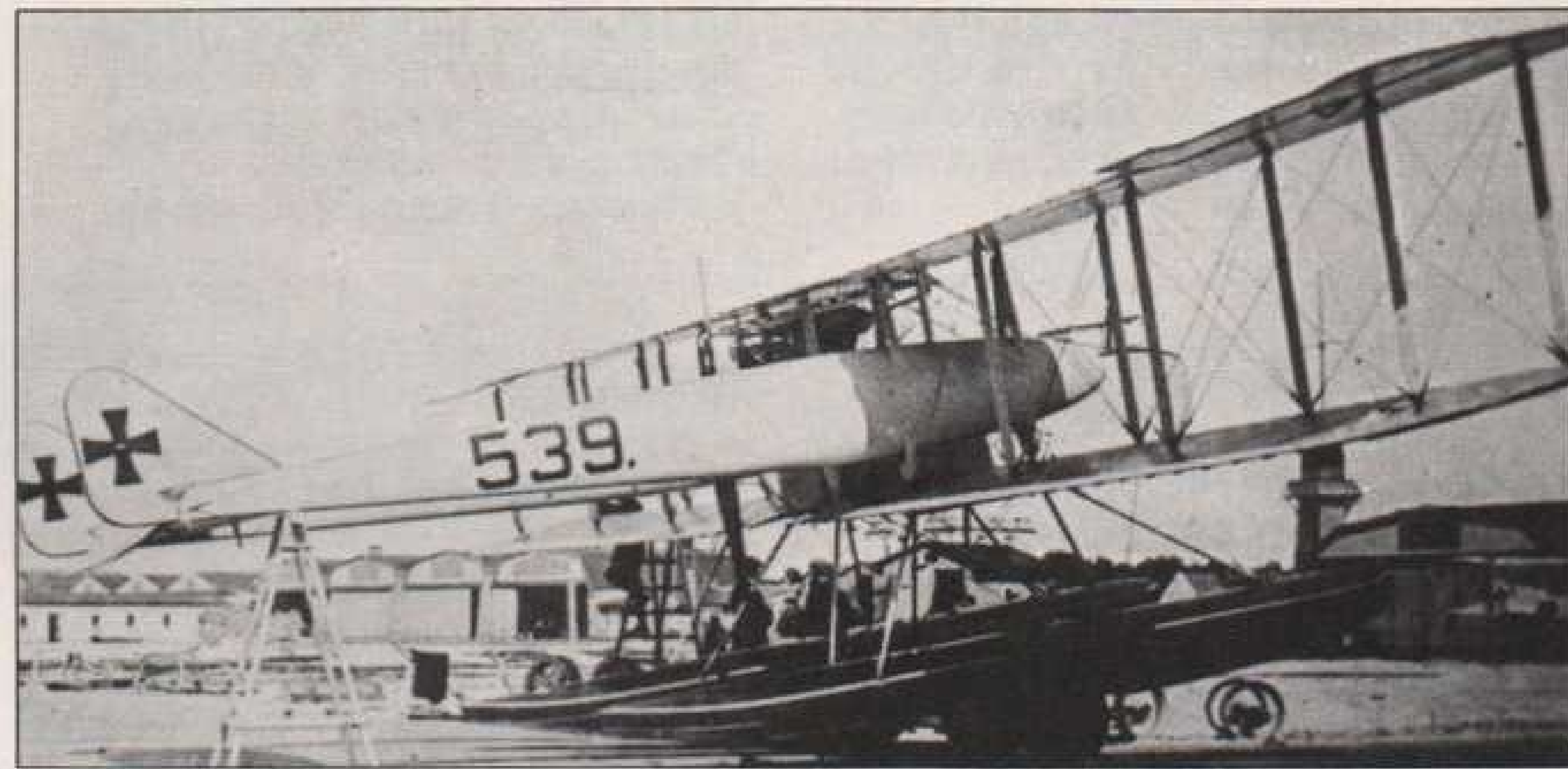
Tipo: avión de reconocimiento biplaza

Planta motriz: un motor Benz Bz.III de 150 hp, o alternativamente un Mercedes D.III de 160 hp

Prestaciones: velocidad máxima 145 km/h; trepada hasta 1 000 m en 10 minutos; autonomía 4 horas aproximadamente

Pesos: vacío 800 kg; máximo en despegue 1 320 kg

Dimensiones: envergadura 14,50 m; longitud 9,84 m



El Ago C.1 y C.II fueron tempranos intentos de conseguir prestaciones adecuadas sin renunciar a un buen campo visual. El C.II ofrecía muchos perfeccionamientos estructurales; el modelo de la fotografía era una versión con flotadores, en servicio en la Armada Imperial alemana.

Ago C.IV

Historia y notas

El **Ago C.IV** supuso un intento por fabricar un avión de reconocimiento mucho más eficiente y con mejores prestaciones que las obtenidas por los C.I/C.II que le habían precedido. La designación **C.III** se había utilizado en un prototipo que, básicamente, era una versión del C.II de menor envergadura (11,00 m), y que empleaba un motor Mercedes D.III. Presumiblemente con ello se intentaba dar un paso hacia una versión con mejores prestaciones, pero sin duda no resultó suficientemente eficaz, dado que sólo se construyó una unidad.

El C.IV de 1916 era un avión muy distinto; las alas biplanas de madera y tela se afilaban desde la raíz hacia los extremos, y se introducían alerones en ambos planos. El fuselaje era convencional; incluía dos cabinas abiertas, y acababa en una unidad de cola arriostrado con plano de deriva y timón similares a los del C.I. El patín de cola fijo del tren de aterrizaje también era típico de la época, aunque incorporaba un sistema de frenado mecánico, bastante rudimentario, consistente en una palanca terminada en forma de garra que, pivotando en el eje de la rueda, podía accionarse para que rozara contra el suelo. Otra nueva característica consistía en el radiador de refrigeración del motor Benz de 220 hp, montado en las proximidades de la raíz de estribor del plano superior, para conseguir que no ejerciera una resistencia aerodinámica excesiva. El motor, semidescubierto en el morro del avión, movía una hélice bipala, con buje carenado. Aunque la Ago y dos empresas subcontratistas recibieron numerosos pedidos, solamente llegaron a entregarse unas 70 unidades, como consecuencia, probablemente, de anulaciones de pedidos. En efecto, a pesar de ser razonablemente rápido, el C.IV resultaba muy inestable y se hizo impopular entre las tripulaciones que lo pilotaban.

Variantes

Ago C.VII: nombre dado a un único prototipo, similar en líneas generales al C.IV y con idéntica planta motriz, pero que incorporó algunos perfeccionamientos estructurales

Ago C.VIII: nombre dado a un único prototipo, similar en líneas generales al C.VII, pero con un motor Mercedes D.IVa de 260 hp, y con superficies de cola modificadas

Especificaciones técnicas

Ago C.IV

Tipo: avión de reconocimiento biplaza

Planta motriz: un motor en línea Benz Bz.IV de 220 hp

Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 190 km/h; techo de servicio 5 500 m; autonomía máxima 750 km

Pesos: vacío 900 kg; máximo en despegue 1 350 kg

Dimensiones: envergadura 11,90 m; longitud 8,25 m; altura 3,50 m; superficie alar 37,50 m^2

Armamento: una ametralladora fija LMG 08/15 de 7,92 mm de fuego frontal, y una ametralladora Parabellum de 7,92 mm montada sobre un soporte articulado en la cabina de cola

Agricópteros Scamp Modelo B

Historia y notas

Quizás uno de los aviones agrícolas más curiosos que se han producido sea el fabricado por la Agricópteros Ltda. en Cali, Colombia. Buscando entre los diseños existentes uno apto para su reconversión y empleo para la agricultura, además de barato en cuanto a adquisición y operación, el ingeniero Máximo Tedesco obtuvo de la Aerosport Inc. americana dos juegos de piezas de su monoplaza Scamp Modelo A. Este era una avioneta sencilla de pilotar y susceptible de ser construida sin excesiva dificultad por fabricantes aficionados, por medio de planos y juegos completos de piezas. Tedesco consideró que este pequeño biplano de construcción metálica tenía exactamente las características que él necesitaba para su proyecto. En combinación con la Aerosport, introdujo varias modificaciones para adecuar al Scamp a las exigencias de la pulverización agrícola; la más importante fue el incremento de la envergadura para conseguir mayor superficie alar. Además, añadió alerones a las alas inferiores e instaló un motor más potente. Como resultado de ello, el **Agricópteros Scamp B** agrícola permitía un peso máximo en despegue superior en algo más de un 23 % al obtenido por el Modelo A. Máximo Tedesco acabó de redondear su proyecto diseñando para el mismo una instalación completa para pulverización, que comprendía un tanque químico de fibra de vidrio montado bajo el fuselaje, una bomba accionada por aire, y un tubo de pulverización. En conjunto, todo el sistema tiene un peso de sólo 17 kg en vacío. Gracias a una característica original de esta instalación, es posible emplear eventualmente el tanque para productos químicos como depósito auxiliar de combustible. Los Scamp B de serie se fabrican a partir de juegos de piezas suministrados por la Aerosport Inc., añadiéndoles el sistema de pulverización.

Especificaciones técnicas

Tipo: avioneta agrícola

Planta motriz: un motor de automóvil Volkswagen modificado Revmaster de 100 hp

Prestaciones: velocidad máxima 153 km/h; velocidad de crucero 140 km/h; techo de servicio 2 590 m; autonomía 241 km

Pesos: vacío 259 kg; máximo en despegue 429 kg

Dimensiones: envergadura 5,94 m; longitud 4,37 m; altura 1,73 m; superficie alar 10,82 m^2

Agusta Modelo 115

Historia y notas

Giovanni Agusta, uno de los pioneros de la aviación italiana, construyó su primer avión en 1907. Su compañía, Costruzioni Aeronautiche Giovanni Agusta SpA, se fundó en 1923 y, como la Westland Aircraft británica, evolucionó hasta convertirse en uno de los principales fabricantes de aparatos de ala giratoria.

En 1961 esta compañía anunciaba la aparición de un nuevo helicóptero ligero de cometidos generales, bajo la designación de **Agusta Modelo 115.** Este aparato cuatriplaza derivaba claramente de la línea del Bell 47, conservando el mismo sistema rotor del Modelo 47J-3, con el rotor de cola montado sobre un larguero de estructura abierta y sección triangular, típico de los aparatos Bell. La cabina cerrada, con capacidad para cuatro plazas, era de diseño original, con amplias puertas a ambos lados que facilitaban el empleo del helicóptero en funciones diversas. La planta motriz también era nueva, y consistía en un



Derivado esencialmente del Bell Modelo 47, que la Agusta construía bajo licencia, el diseño sugestivo del Modelo 115 no logró atraer pedidos (foto M.J. Hooks).

motor turboeje Turboméca Astazou II. Pese a su potencial atractivo, el modelo no consiguió obtener pedidos, por lo que no se llegaron a construir unidades de serie.

Especificaciones técnicas
Tipo: helicóptero ligero de cuatro plazas para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Turboméca Astazou II de 480 hp
Prestaciones: velocidad máxima 170 km/h; techo de servicio 4 750 m; autonomía 260 km
Pesos: vacío 730 kg; máximo en despegue 1 350 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,33 m; diámetro del rotor de cola 1,73 m; longitud 9,90 m; altura 2,94 m; área del disco del rotor principal 100,82 m^2

Agusta A 101 G

Historia y notas
A principios de los años sesenta, la Agusta inició el diseño y fabricación de un helicóptero medio de cometidos generales que fuera utilizable en servicios militares. Un prototipo para evaluación por las Fuerzas Aéreas italianas voló por primera vez el 19 de octubre de 1964. Propulsado por tres motores turboeje Bristol Siddeley Gnome H.1200, cada uno de ellos de 1 250 hp de potencia, el **A 101G** disponía de un rotor principal de cinco palas metálicas y un rotor de cola de seis palas, también metálicas. De configuración en góndola con larguero, este helicóptero disponía de una amplia cabina provista de rampa para carga trasera, utilizable para carga general o vehículos, y podía volar con la rampa abierta, facilitando con ello la estiba de cargamentos voluminosos. Entre las cargas típicas cabe destacar 35 pasajeros o tropas equipadas, carga general hasta un total de 5 000 kg, o bien, empleado como ambulancia, 18 camillas para enfermos con hasta cinco asistentes. Tal como voló originariamente, el prototipo de A 101G disponía de un tren de aterrizaje de cuatro ruedas; este se cambió posteriormente, sustituyendo el par de ruedas anteriores por un par de ruedas pivotantes situadas en el morro.

Únicamente se construyeron dos prototipos más, que disponía de motores Gnome de mayor potencia; las tres unidades prestaron servicio en las Fuerzas Aéreas italianas durante un tiempo muy limitado.

Variantes
Agusta A 101H: nombre dado a una versión para transporte civil, en proyecto, que debía ser propulsada por tres motores turboeje Bristol Siddeley Gnome de 1 750 hp: no llegó a construirse ninguno

Especificaciones técnicas
Agusta A 101G
Tipo: helicóptero medio de cometidos generales
Planta motriz: tres motores turboeje Bristol Siddeley Gnome de 1 400 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 183 km/h; techo de servicio 2 600 m; autonomía máxima sin reservas 405 km
Pesos: vacío 6 400 kg; máximo en despegue 12 900 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 19,90 m; diámetro del rotor de cola 3,25 m; longitud del fuselaje 18,01 m; altura 4,94 m; área del disco del rotor principal 311,00 m^2



En muchos aspectos el Agusta A 101G se adelantó a su tiempo, y su avanzada concepción quedó descompensada respecto a las posibilidades estructurales de aquella época. En la figura se muestra el primer prototipo, con dobles ruedas en el morro y tres turboejes Bristol Siddeley Gnome.

Agusta A 103

Historia y notas
El **Agusta A 103,** que voló por primera vez en octubre de 1953, era un helicóptero ligero monoplaza previsto para cometidos generales: significó un paso en la transición desde el Bell 47, construido bajo licencia, hacia un diseño propio. Aunque continuaba empleando un rotor principal bipala completado por una barra estabilizadora, el resto de la célula era de líneas más nítidas y mejoradas. En particular, el larguero de cola de sección triangular y estructura abierta típico del Bell, fue sustituido por un larguero cerrado de aleación ligera, y también se procuró perfeccionar la construcción de la cabina y tren de aterrizaje. A pesar de estas mejoras, no llegaron a construirse unidades de serie.

Especificaciones técnicas
Tipo: helicóptero ligero monoplaza
Planta motriz: un motor Agusta MV GA.70/V de cuatro cilindros en línea, de 82 hp
Prestaciones: velocidad máxima 150 km/h; velocidad de crucero 135 km/h; techo en vuelo estacionario con efecto del suelo 2 000 m; autonomía 450 km
Pesos: vacío 280 kg; máximo en despegue 460 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 7,40 m; longitud 6,13 m; altura 2,23 m; área del disco del rotor principal 43,00 m^2

Agusta A 104 Helicar

Historia y notas
El helicóptero biplaza **Agusta A 104 Helicar** fue un desarrollo del monoplaza A 103, previsto asimismo para cometidos generales. El nombre Helicar se debía al ambicioso intento de vender algunos ejemplares a clientes privados, dado que el aparato podía ser desmontado con facilidad para su almacenaje, y vuelto a montar de nuevo para el vuelo, por una sola persona. Versión mejorada del A 103, el A 104 disponía de una cabina con asientos dispuestos lateralmente y mandos dobles opcionales. Otro cambio importante residía en la instalación de un motor de más potencia, pero, a pesar de las buenas prestaciones conseguidas por el A 104, sólo llegó a construirse un único prototipo, que voló por primera vez en diciembre de 1960.

Especificaciones técnicas
Tipo: helicóptero ligero biplaza
Planta motriz: un motor Agusta MV A.140/V de cuatro cilindros en línea, de 138 hp
Prestaciones: velocidad máxima 165 km/h; velocidad de crucero 135 km/h; techo en vuelo estacionario con efecto del suelo 3 000 m; autonomía 330 km
Pesos: vacío 380 kg; máximo en despegue 640 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 7,95 m; diámetro del rotor de cola 1,24 m; longitud del fuselaje 6,35 m; altura 2,35 m; área del disco del rotor principal 49,64 m^2



El Agusta A 104 Helicar fue un ambicioso intento de desarrollar un helicóptero ligero biplaza, susceptible de utilización militar o civil; sin embargo, no llegó a entrar en producción (foto M. J. Hooks).

Guerra aérea sobre Vietnam: capítulo 7.°

Desmoronamiento final

El declive de la intervención directa de las tropas norteamericanas en Vietnam, forzado por la casi unánime condena mundial, condujo al colapso del Ejército norvietnamita. Pese al continuo apoyo técnico de EE UU, las defensas del Sur se derrumbaron, aun antes del decisivo asalto final.

Los Estados Unidos asumieron un compromiso abierto, político y militar, en la lucha entre Vietnam del Norte y del Sur. Justificado o no, aceptado de grado o forzado por las insistentes peticiones de un aliado débil, ese compromiso les arrastró mucho más allá de lo calculado al principio, y provocó la condena casi unánime de la opinión pública mundial, que juzgó la intervención norteamericana como una guerra imperialista.

Sin entrar en el fondo de las complejas razones que impulsaron a EE UU a intervenir, es obvio que desde el primer momento se cometieron errores graves. Es una norma generalmente aceptada que, cuando se va a emprender una lucha, debe buscarse primero contar con el mayor número posible de elementos favorables, y combatir entonces con todos los medios disponibles. Pues bien, el compromiso norteamericano se inició con todos los elementos en su contra, y utilizó en la lucha tan sólo algunos de los medios de que disponía, siguiendo además unas complicadas reglas políticas que, en general, anularon la eficacia de las acciones militares. En el aire, este defecto se acusó más aún que en los demás terrenos. No sólo las armas utilizadas eran totalmente inadecuadas (no compensaba entonces económicamente, ni compensaría hoy, utilizar cohetes teledirigidos con dispositivos electrónicos, a una velocidad Mach 2, contra un campesino escondido detrás de un árbol y con un bambú afilado en las manos), sino que la norma fundamental de que correspondía a Washington tomar las decisiones en cuanto a los objetivos a batir y a la dirección de la guerra en concreto, fue tan nociva para la efectividad de las Fuerzas Aéreas como la insistencia en respetar zonas y objetivos de la máxima importancia para evitar conflictos con China, la Unión Soviética u otros países.

Los errores trágicos parecían ser una constante a lo largo del compromiso bélico de EE UU en Vietnam. A bordo del USS *Forrestal*, el 29 de julio de 1967 se disparó por descuido un cohete, y el incendio resultante causó un total de 134 muertos y la pérdida de 21 aviones (foto US Navy).





Las armas «inteligentes» se emplearon por primera vez en Vietnam: en la fotografía, el más próximo de los dos McDonnell Douglas F-4D Phantom transporta un par de bombas dirigidas por laser «Paveway», y el más alejado, un contenedor con el laser iluminador (foto USAF).



Civiles norvietnamitas inspeccionan los restos de un Republic F-105 Thunderchief derribado sobre Hanoi el 14 de diciembre de 1966; era el avión derribado número 1 600 (foto Camera Press).

Armas de precisión

El general en jefe de las fuerzas norteamericanas sólo reveló cifras desalentadoras al anunciar algunos resultados estadísticos referentes a los ataques sobre Vietnam del Norte llevados a cabo durante 1967. Las pérdidas económicas totales del Vietnam del Norte se calcularon *grosso modo* en 130 millones de dólares, lo que probablemente era una sobrestimación. Se realizó un total de 122 960 misiones por lo que, según las cifras americanas, cada misión había destruido un promedio de 1 057 dólares. Ahora bien, los costes medios directos de cada misión correspondientes a combustible, recambios y otros artículos consumidos ascendían a 8 400 dólares, sin contar los altísimos costes de personal y munición. Era evidente que había que disminuir el número de misiones e incrementar el empleo de armas de precisión y de aviones provistos de sistemas precisos de disparo.

Se cuenta que alguien preguntó al piloto de un F-111: «¿Disponen ustedes de bombas inteligentes?» La respuesta fue inmediata: «No, pero tenemos aviones inteligentes.» El F-111 era el único avión en la guerra del Vietnam que apenas necesitaba de armamento «inteligente», adjetivo que en este contexto denota un misil teledirigido (o guiado por mecanismos incorporados a su propia estructura) hacia un objetivo preciso, en contraposición con una bomba «irracional» de caída libre. Las armas inteligentes existían ya antes de la guerra de Vietnam, pudiendo citarse en particular el misil Bullpup desarrollado para la Marina norteamericana a principios de los años cincuenta. Consistía básicamente en una bomba de 113 kg, dotada de un receptor de radio y de un sistema de control que movía cuatro pequeñas aletas motorizadas montadas alrededor del morro; el operador, situado en el avión de lanzamiento, se guiaba por un destello brillante en la cola del misil para dirigirlo exactamente en dirección al objetivo «pilotándolo» mediante una pequeña caja de control. En Vietnam se emplearon misiles del tipo Bullpup, aunque presentaban muchos inconvenientes, uno de los cuales era que el avión atacante no podía abandonar el objetivo hasta que el misil hubiera hecho blanco.

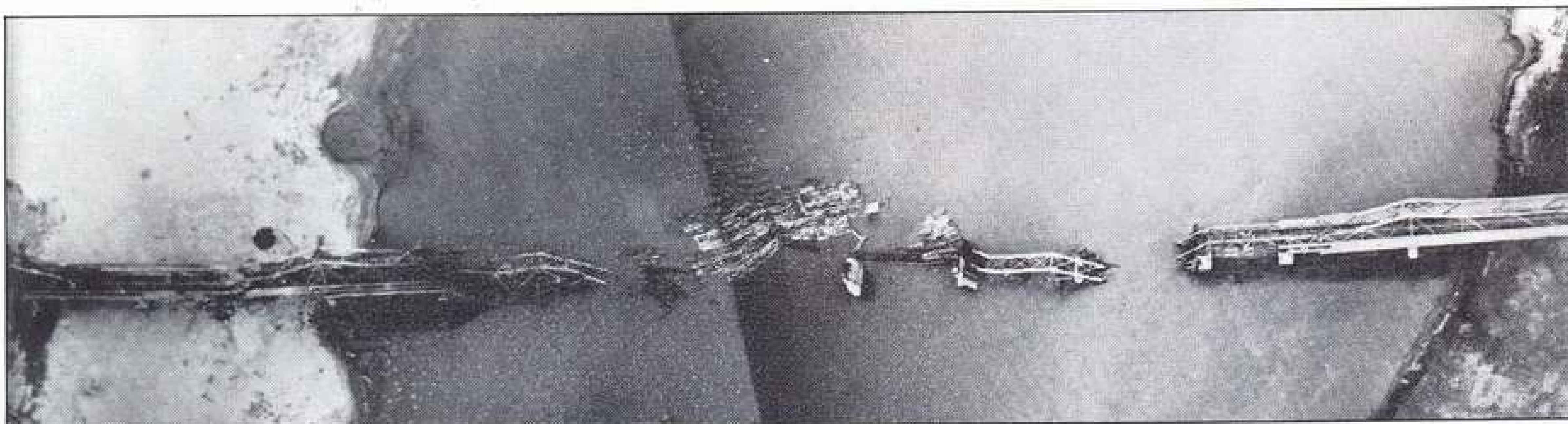
Dirección por laser

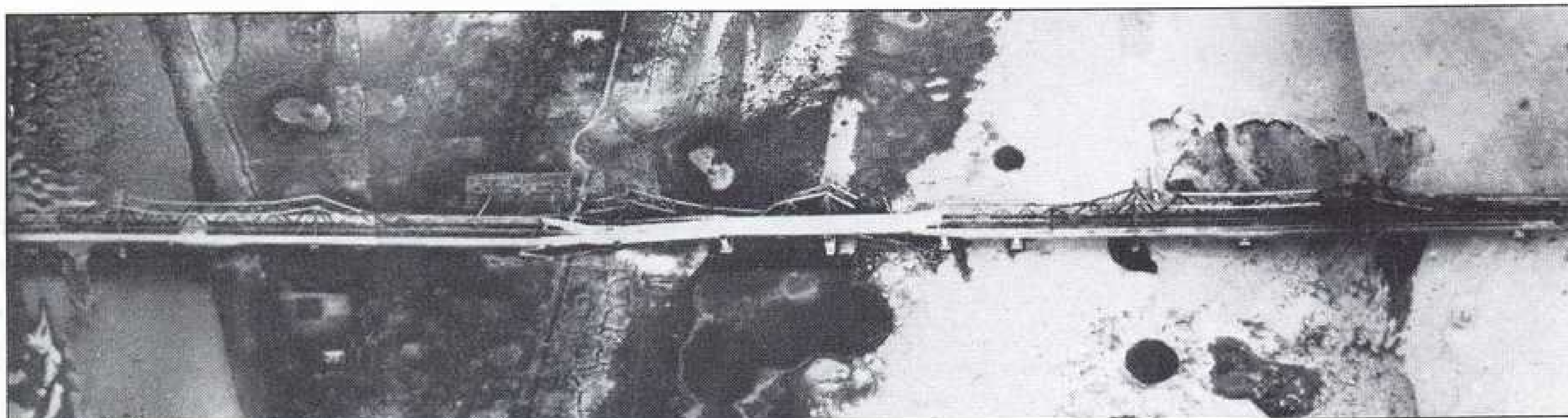
La guerra del Vietnam vio el primer empleo importante de las LGB, bombas dirigidas por rayos laser. En la mayor parte de los casos, como en la serie de armas Paveway tan profusamente empleadas, las LGB consistían en grandes bombas dotadas de una unidad de control. Un pequeño receptor laser alojado en el morro dirigía la bomba automáticamente por medio de una luz laser de longitud de onda adecuada. Esta luz, reflejada por el objetivo, podía provenir de un laser indicador situado en tierra, aunque normalmente era suministrada por un laser dispuesto en el propio avión atacante, o bien en otro avión amigo situado en las proximidades. La precisión de las LGB resultaba sorprendente. Siempre que el objetivo permaneciese iluminado por el rayo laser, la bomba hacía inexorablemente un impacto directo. En las primeras campañas de bombardeo se realizaron más de 700 misiones contra el importante puente del ferrocarril en Thanh Hoa, en las que se perdieron ocho aviones, sin resultados apreciables. El 27 de abril de 1972, cinco McDonnell Douglas F-4E con 907 kg de bombas inteligentes destruyeron el puente en pocos instantes.

Siembra de minas

Haiphong era, con mucho, el punto de acceso más importante para la ingente cantidad de material bélico embarcado hacia Vietnam del Norte pero, hasta 1967, no se permitió minar los accesos al mismo. La primera misión de minado tuvo lugar el 26 de febrero de 1967, a cargo de siete A-6 con base en el USS *Enterprise*, pero no se les permitió arrojar minas en las aguas profundas del puerto, sino sólo en las desembocaduras de algunos ríos determinados. Posteriormente se sembraron otros ríos; en fin, el minado del puerto de Haiphong fue ordenado personalmente por el presidente de EE UU el 8 de mayo de 1972. Con ello se consiguió provocar una conferencia de alto el fuego pero, como consecuencia del tratado, EE UU se comprometió a retirar de nuevo las minas. El primero de los nuevos helicópteros Sikorsky RH-53D (ahora llamados MH-53D), diseñados como contramedida para minas, fue enviado con toda rapidez a Vietnam y pasó semanas enteras dragando el puerto de Haiphong y los estuarios de los ríos, para localizar las minas y hacerlas explotar con fuego de ametralladora.

Como amplias zonas del nordeste de Camboya eran utilizadas por las fuerzas del Vietcong como refugio, una de las primeras acciones del presidente Nixon, después de su elección en noviembre de 1969, fue ordenar a los





Antes y después del bombardeo sobre el puente de Paul Doumer, dañado seriamente por los F-105 de las Alas Tácticas de Caza 355 y 388 el 18 de diciembre de 1967; sin embargo, el tráfico a través del río Rojo fue pronto restablecido (foto USAF).



Northrop F-5 Freedom Fighter de las Fuerzas Aéreas survietnamitas; la posesión de este tipo de armas resultaba inútil por la falta de entrenamiento, la corrupción y la apatía reinante (foto USAF).

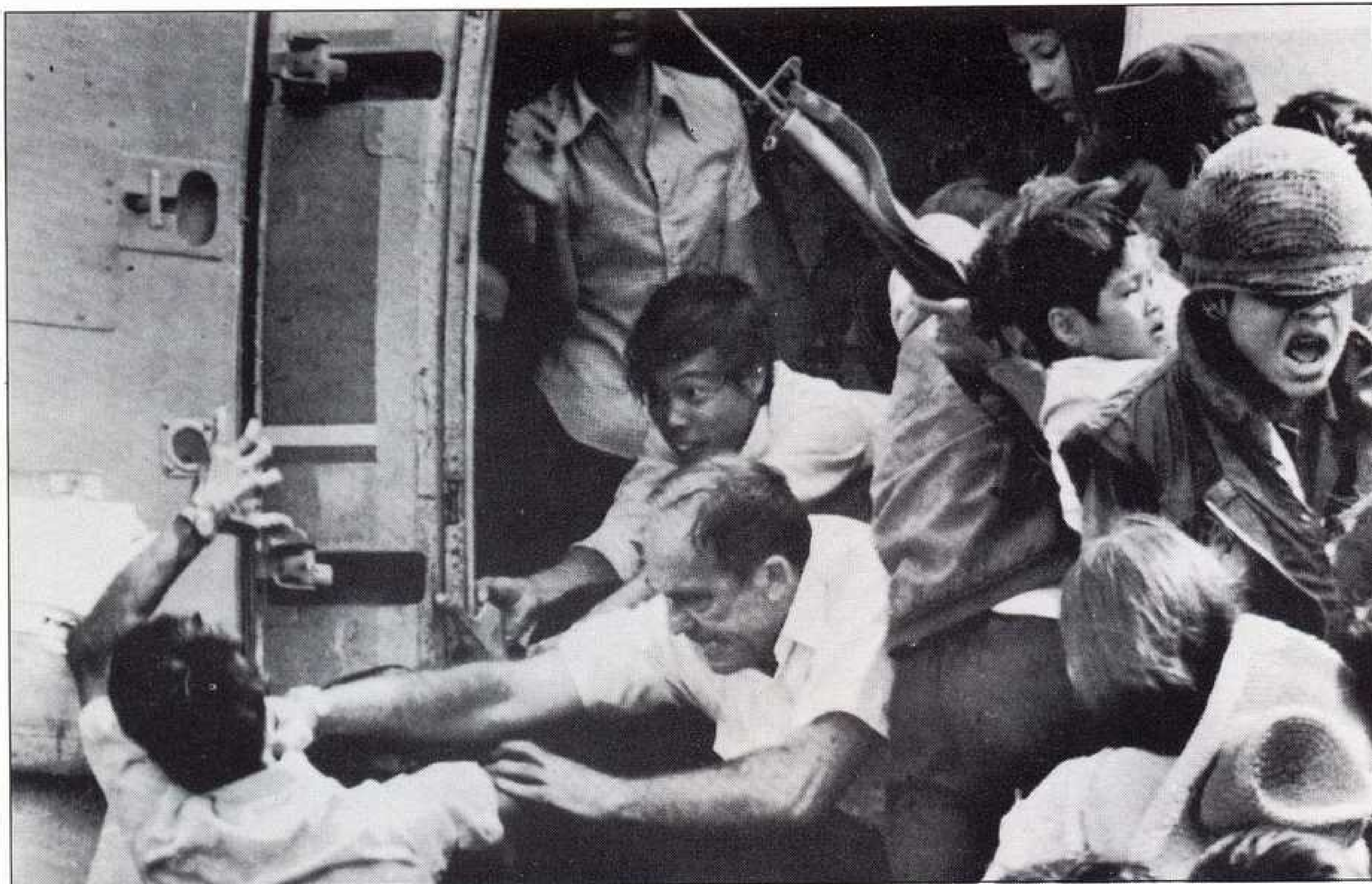
B-52 el bombardeo de Camboya, de forma clandestina. Se ordenó a las unidades designadas que extendieran juegos completos de documentación falsa, llegando incluso al detalle de falsificar los diarios de las tripulaciones: así, no sólo se ofendió gravemente a los participantes en los bombardeos, sino que además se les convirtió en reos teóricos de un consejo de guerra (ya que es un delito para un servidor público americano el firmar documentos falsos a sabiendas de que lo son). Por lo demás esos ataques, realizados a ciegas, lograron unos resultados muy escasos, y determinaron al mando de EE UU a lanzar sobre Camboya sus fuerzas aéreas tácticas y, posteriormente, una invasión por tierra con apoyo aéreo. Como era de suponer, ello trajo como consecuencia la caída del príncipe Sihanuk, la ampliación de la guerra a la propia Camboya, y a largo plazo la aparición del nuevo estado socialista de Kampuchea.

La vietnamización

La ampliación de la guerra era lo que menos habían deseado los norteamericanos. Nixon no quería comprometerse más en esta guerra, ya que su elección se había debido, en parte, a sus promesas de devolución gradual a sus casas de las tropas norteamericanas. Su plan consistía en sustituir a los soldados de EE UU por tropas survietnamitas bien entrenadas, que utilizarían casi exclusivamente material bélico y equipo americano, liberalmente transferido a las bases de Vietnam del Sur. Esta política recibió el curioso nombre de «vietnamización».

Los principales tipos de aviones implicados fueron los Cessna O-1 Bird Dog, Cessna A-37 Dragonfly, Douglas A-1 Skyraider, Douglas C-47 Skytrain, Lockheed C-130 Hercules, Fairchild C-123 Provider, DH Canada Caribou, Bell UH-1 Iroquois y un único reactor de altas prestaciones, el Northrop F-5 Freedom Fighter. Se montaron grandes escuelas de entrenamiento para intentar instruir a las fuerzas survietnamitas en el empleo de un material bélico que valía millones de dólares; pero la tarea se vio muy dificultada por la extraña creencia, existente entre las fuerzas survietnamitas, de que no era necesario ningún entrenamiento. En el Ejército survietnamita no se valoraba la habilidad, ni la experiencia: lo único realmente importante eran los lazos familiares o las conexiones con personas importantes que pudieran «tirar de los hilos». Los instructores eran en su mayoría oficiales dimitidos de otros cargos por incompetencia o corrupción, y fracasaron todos los intentos de inculcarles afán de lucha o dotes de mando. Por lo demás, el aprendizaje de vuelo tropezó con problemas básicos motivados por prejuicios nacionales y religiosos.

El sabotaje era un problema constante de los aliados: los daños producidos en este depósito de bombas el 4 de febrero de 1967 se debieron a una bolsa con explosivos colocada por un infiltrado del Vietcong (foto USAF).



Un pánico contagioso invadió el Sur cuando los comunistas lanzaron la ofensiva final: aquí un oficial americano derriba de un puñetazo a un vietnamita, en la huida de Nha Trang, en abril de 1975 (foto Popperfoto).

En 1971 parecía completamente imposible la creación de unas Fuerzas Aéreas survietnamitas efectivas, y la administración norteamericana decidió prolongar la participación de su potencial aéreo así como la de, al menos, otros 40 000 soldados, para dar un cierto apoyo al incipiente Ejército survietnamita. Cuando, finalmente, se firmó un alto el fuego, el 27 de enero de 1973, después de los últimos demoledores ataques sobre objetivos del Vietnam del Norte, llevados a cabo por B-52, el compromiso norteamericano tendió básicamente a limitarse al aspecto financiero y de ayuda material. Pero la creciente oposición a la guerra en EE UU se plasmó, en 1974, en el voto de la disminución del programa de ayudas. La consecuencia inmediata fue la reducción del número de escuadrones survietnamitas, de 66 a 55.

El fin llegó con sorprendente rapidez. El plan básico del Norte consistía en preparar ataques importantes contra Vietnam del Sur durante 1975, al objeto de provocar un levantamiento general, coordinado con una ofensiva norvietnamita en 1976. El primer ataque se inició pasada la medianoche del 10 de marzo de 1975; los blindados del general Dung empezaron a desplazarse hacia el este en dirección a Ban Me Thuot, aproximadamente en el centro de la costa survietnamita. La velocidad y potencia del asalto destrozaron en horas las defensas. Cuando Pleiku y Da Nang, que habían sido las bases aéreas tácticas de más tráfico del mundo, se hundieron, empezaron las escenas de pánico: millares de militares y civiles luchaban entre sí para poder escapar por vía aérea, en jeep, a pie, en barcas o incluso nadando.

Evacuación bajo el pánico

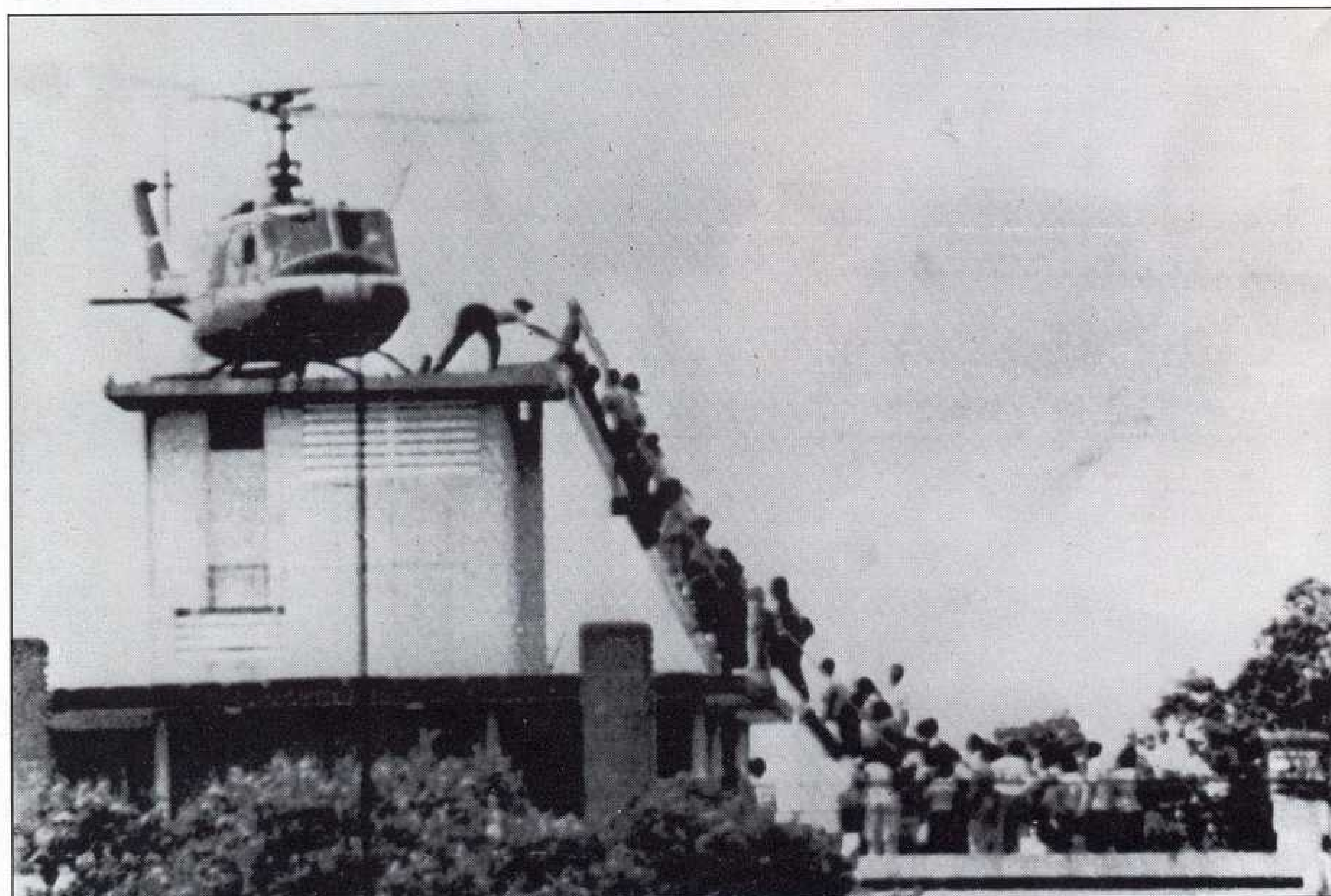
Y lo peor aún estaba por llegar. Aunque sobre el papel las fuerzas de Vietnam del Sur eran considerablemente superiores a las del Norte, centenares de miles de personas decidieron que sólo su propia supervivencia era importante. En Hue y Da Nang, unos 105 000 defensores no ofrecieron ninguna resistencia.

La excusa en la decisiva batalla final fue que el Congreso norteamericano había negado un incremento urgente de las ayudas o de la participación americana, por lo que los survietnamitas se consideraban abandonados.

Mientras en Washington discutían sobre lo que se debía hacer, el 3 de abril de 1975 el comandante de un DC-8 de la World Airways tomó la decisión personal de salir de Saigón con un cargamento de niños huérfanos con destino a EE UU. Finalmente el presidente Ford anunció su consentimiento a que se transportaran por avión refugiados, especialmente niños; sin embargo se comenzó con mal pie pues, al día siguiente, al despegar un gigantesco C-5A Galaxy con 257 niños y sus acompañantes adultos, se abrió una puerta de cola mal cerrada dañando los controles de cola principales, y el avión se estrelló con el resultado de la pérdida de 155 vidas.

La caída de Saigón

Hacia fines de abril, la evacuación de los refugiados y del personal civil norteamericano degeneró en una huida caótica ya que survietnamitas de todo tipo —incluidos los militares— luchaban por marchar. Durante las 18 últimas horas, a pesar de la anarquía reinante en las calles, se evacuó a 6 422 no americanos, 1 373 civiles norteamericanos y 980 soldados de la Infantería de Marina, llegados para organizar la operación. Hacia el final, se empujaba por la borda de los buques anclados en alta mar los helicópteros ya descargados, para dejar espacio a los que llegaban. En las cubiertas de los portaviones se producía un desordenado tráfico de aviones militares survietnamitas que, a menudo, sólo transportaban a su piloto. El último helicóptero abandonó la azotea de la Embajada americana en la madrugada del 30 de abril de 1975. La guerra había terminado; al día siguiente Saigón se convirtió en Ciudad Ho Chi Minh.



Una hilera aparentemente sin fin de refugiados vietnamitas espera su evacuación en los helicópteros norteamericanos. Un soldado impide las avalanchas hacia el helicóptero (foto Popperfoto).



Sobrecargados de personas y aviones, los portaviones norteamericanos se vieron obligados a hundir gran cantidad de valiosos aparatos a fin de dejar sitio para el aterrizaje de los siguientes (foto Popperfoto).

Sikorsky S-65

El helicóptero pesado más versátil de Occidente, el Sikorsky S-65, entró en servicio para la Infantería de Marina de EE UU en 1966, en funciones de transporte y asalto. Desde entonces se ha adaptado, en versiones con dos o con tres motores, a tareas tan diferentes como transporte VIP, dragaminas y búsqueda y rescate en combate.

A comienzos de la década de los sesenta, Sikorsky Aircraft estudiaba la utilización del rotor y otras partes dinámicas del S-64 Skycrane (Grúa volante), un helicóptero-grúa, en un nuevo gran helicóptero de transporte con un fuselaje apropiado para llevar en su interior pasajeros, tropas o carga diversa. La oportunidad se presentó con el concurso de la Marina de EE UU para un nuevo helicóptero pesado de transporte y ataque para la Infantería de Marina. El 27 de agosto de 1962 Sikorsky fue proclamado vencedor con su S-65, que sería denominado CH-53A Sea Stallion (Garañón marino) por el US Marine Corps. En el diseño se habían combinado muchas de las partes móviles del CH-54/S-64 con un nuevo fuselaje estanco parecido al del popular H-3/S-61 Sea King (Rey marino), pero de mayor tamaño. Los motores no eran los del Skycrane, sino los nuevos General Electric T64, poderosos y compactos turboejes muy similares a una versión ampliada del T58 del mismo fabricante, utilizada en el Sea King.

Durante algunos años, el S-65 tuvo un único tipo, el CH-53A de la Infantería de Marina, pero un helicóptero tan potente y eficiente difícilmente podía dejar de interesar a otros usuarios y producir variantes adicionales. Y así ha sucedido. El CH-53A tenía dos motores, con una potencia total de 5 700 hp; y la versión más reciente, en producción actualmente para la Marina y la Infantería de Marina de EE UU, tiene tres motores que suman 13 140 hp. Pocos aviones modernos se han mostrado capaces de un desarrollo tan impresionante.

Había pocas innovaciones en el CH-53A original. El fuselaje es una estructura de aleación ligera y titanio con revestimiento resis-

Los prototipos YCH-53E, uno de los cuales aparece en la fotografía, han inaugurado la familia de los Super Stallion. Son visibles el tercer motor, instalado a la izquierda de la cabeza del rotor en el lado de babor, así como la extraña cola inclinada (foto Sikorsky).



Muy bien equipado, el HH-53C resultó inapreciable en Vietnam efectuando misiones de largo alcance con blindaje, armamento y sonda de reaprovisionamiento, así como material pesado de asalto o rescate. Previamente las Fuerzas Aéreas de EE UU habían adquirido ocho HH-53B con soportes para depósitos lanzables.

Desde su entrega en 1966, los CH-53D Sea Stallion han efectuado numerosas horas de vuelo sin que aparecieran problemas estructurales. Este ejemplar, asignado al Squadron de helicópteros pesados de la Marina HMH-462 basado en Futenma, Okinawa, va pintado en el esquema usual, enteramente verde, con distintivos de baja visibilidad.

tente, considerablemente mayor que el Sea King, y a pesar de ser estanco y perfectamente capaz de posarse con seguridad en aguas tranquilas, está bien configurado aerodinámicamente y libre del fondo plano de los helicópteros precedentes.

El interior se extiende espacioso y libre de obstáculos casi hasta la cola, acabando en una puerta trasera con rampa de carga capaz de permitir el paso de abultadas cargas o vehículos; y hay una segunda puerta en la parte frontal del lado derecho. Puede adaptarse al interior un sistema de rodillos o paneles deslizables sobre el fuerte piso de metal para facilitar el movimiento de los «pallets» (plataformas de carga) y embalajes pesados; en configuraciones opcionales pueden también instalarse 38 asientos para tropas equipadas para el combate o 24 camillas para heridos, más cuatro asistentes médicos. Una tripulación de vuelo de tres hombres se acomoda en la amplia cabina de mando, con excelente visibilidad total gracias a las superficies transparentes laterales que se extienden hasta el morro para proporcionar visión directa a cada lado del tablero de instrumentos.

El primer prototipo YCH-53A voló el 14 de octubre de 1964, y después de ensayos muy afortunados, en el curso de los cuales se mejoró el sistema de estiba de la carga y se modernizó la aviónica todo tiempo, empezaron las entregas a mediados de 1966. Escasamente seis meses después, el CH-53A llegó a la guerra de Vietnam,



Casi pueden sentirse batir las palas del segundo de los prototipos originales del YCH-53A (BuAer n.° 151614) al elevarse majestuosamente de la pista de la factoría en Stratford en su vuelo inicial, el 14 de octubre de 1964 (foto Sikorsky). Las diferencias con los ejemplares de la versión original fueron mínimas.

donde fue ampliamente utilizado hasta la retirada final de EE UU en la primavera de 1975. A mediados de 1967, la USAF comenzó a recibir un modelo derivado, pedido urgentemente como resultado de su intervención en Vietnam. Otra variante, el helicóptero de transporte pesado HH-53B, pedido por el Servicio de Recuperación y Rescate Aerospacial, era una máquina impresionante, similar al CH-53A pero con motores de 3 080 hp, sonda replegable de reaprovisionamiento en vuelo, depósitos externos lanzables de 2 461 l situados en cortos soportes exteriores de las aletas de balance, y varios montajes de blindaje y armamento. Adiciones posteriores incluían una grúa de rescate e incrementos de la electrónica todo tiempo.

El Alegre Gigante Verde

El éxito del HH-53B provocó el inmediato pedido de la USAF de un modelo más específicamente ajustado a sus necesidades, el HH-53C. Estaba provisto de nuevas versiones del motor T64 de 3 435 hp, depósitos lanzables mejorados en nuevos montajes cantilever, y muchas otras innovaciones en el equipo, incluyendo bajo el centro del piso de carga una grúa de 9 072 kg, necesaria para recoger los grandes módulos de mando de los vehículos espaciales Apollo de las aguas oceánicas a su regreso de la Luna. En Vietnam el HH-53 empezó a ser apodado Super Jolly (el Super Alegre) —al más pequeño HH-3 se le llamaba Jolly Green Giant, Alegre Gigante Verde— y a conseguir un palmarés considerable. Junto con los CH-53A de la Infantería de Marina, los HH-53 habían rescatado hacia 1970, no sólo los tripulantes, sino también 1 029 aviones derribados, valorados por lo menos en 600 millones de dólares.

En 1968, un CH-53A con motores de 3 435 hp de potencia unitaria había volado con un peso de 23 542 kg, casi cinco toneladas más del peso máximo admitido, para batir un récord soviético, llevando una carga útil de 12 927 kg. En el mismo año, otro CH-53A fue el primer helicóptero en volar con sistema integrado de aviónica, efectuando un vuelo en rasante por medio de radar, siguiendo automáticamente el perfil del suelo.

Otro logro de 1968 —y no desdeñable dado el impresionante tamaño y peso de la máquina— fue una prolongada serie de toneles y rizos consecutivos durante un programa de pruebas conjuntas Sikorsky/US Navy. En cada uno de los toneles se invirtieron de 5,8 a 7,5 segundos; los rizos, comenzados a 296 km/h, se efectuaron entre 18 y 25 segundos.

A la derecha: los vórtices de las puntas de las palas de este HH-53C de la USAF, con camuflaje táctico, dibujan un anillo, mientras desembarca un equipo de asalto en el Sureste asiático. A diferencia del HH-53B original, esta versión porta dos depósitos externos lanzables en montajes cantilever (foto USAF).



En 1969 Sikorsky entregó un CH-53G a las Fuerzas Armadas de Alemania Federal. Movido por motores T64 de 3 936 hp, el CH-53G fue objeto de un contrato bajo licencia: Sikorsky entregaría los dos primeros ejemplares, los 20 siguientes serían montados en Alemania por VFW-Fokker con componentes estadounidenses, y los restantes 90 del pedido de 112 irían incrementando hasta el 50 % el porcentaje de fabricación alemana. Esta versión más potente tuvo su contrapartida para el Cuerpo de Infantería de Marina de EE UU en el CH-53D, entregado inicialmente en 1969, que tenía motores T64-413 de 3 926 hp y muchas mejoras, incluyendo asientos para un total de 64 ó 55 soldados y un sistema integrado motorizado de estiba de carga con el que un solo hombre podía cargar o descargar al ritmo de una tonelada por minuto. Helicópteros muy parecidos fueron suministrados a Israel para misiones de combate y a las Fuerzas Aéreas Austriacas para misiones de rescate pesado en los Alpes.

Capacidad de carga pesada

En 1970 la Marina de EE UU inició un estudio para utilizar el H-53 como tipo básico para un nuevo Squadron con funciones de dragaminas. Hubo un largo periodo de planificación, que al comienzo preveía un helicóptero con las palas del rotor mejoradas y algunas otras características que fueron eliminadas por la inflación. Para superar la situación, la Marina adaptó provisionalmente 15 CH-53A del Cuerpo de Infantería de Marina a las funciones de dragaminas, utilizando «kits» especiales remolcados que fueron adoptados también por la Infantería de Marina e incorporados (o instalados, en los nuevos ejemplares) a la flota de CH-53D. La versión dragaminas especializada, el RH-53D, más tarde redesignado MH-53D, llegó finalmente a la Marina de EE UU en setiembre de 1973. Transporta un equipo muy amplio así como paravanes remolcados con los que dragar o neutralizar las minas mecánicas, acústicas y magnéticas.

Otro de los programas que ha tenido una larga gestación es el Pave Low III, uno de los abundantes proyectos de la División de Sistemas Aeronáuticos de la USAF consistentes en la colocación de nueva aviónica y otras «cajas negras» para incrementar la versatilidad de combate o la efectividad de los aviones. Pave Low III se planeó en 1970-71 para facilitar a los grandes helicópteros como el HH-53 operar con seguridad de noche o con niebla cerrada sobre cualquier clase de terreno. El primer helicóptero en llevar el sistema despegó de Wright Field en julio de 1975, pero no se incorporaron a la USAF máquinas de producción Pave Low III hasta cerca de cuatro años después. Esta demora provocó tal inflación que sólo ocho Super Jolly pudieron ser convertidos. Denominados HH-53H, estos aerodinos tienen enormes prolongaciones en el morro que contienen guía infrarroja del campo delantero, radar (incluyendo anti-colisión y seguimiento del terreno), navegación inercial y sistemas Doppler de radar, más un generador de símbolos para el presentador de datos de la cabina y una computadora IBM para coordinar el conjunto.

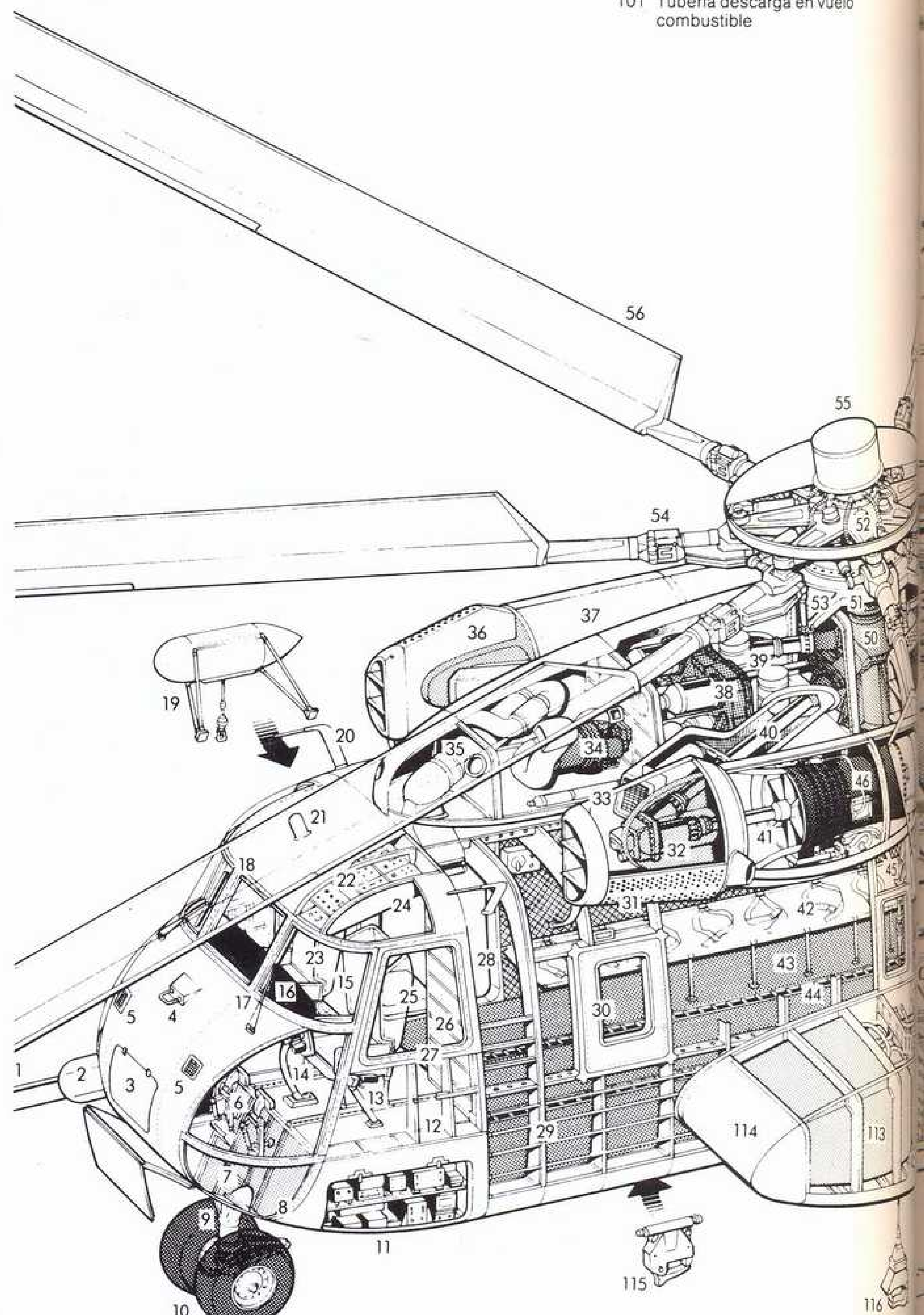
El CH-53E es con mucho el helicóptero occidental de mayor capacidad, y también el último de la serie S-65 hasta el momento. Producido a partir de un requerimiento de la Infantería de Marina de EE UU en 1967, podía haber estado listo cerca de ocho años antes por la mitad del precio actual, si no se hubiesen producido



La US Air Force compró el HH-53C para las tareas de apoyo del programa lunar Apollo. Esta máquina (69-5790), con acabado en metal natural y una franja amarilla en la cola, sirvió en el 48.º Squadron aerospacial de la base de Eglin, Florida, durante los lanzamientos y recuperaciones del módulo de mando (foto USAF).

Corte esquemático del Sikorsky CH-53E Super Stallion

1 Sonda reabastecimiento en vuelo, replegable
2 Carenado sonda
3 Registro acceso compartimiento instrumentos
4 Antena trayectoria de descenso
5 Tomas de aire
6 Pedales control guiñada
7 Luz aterrizaje
8 Ventanas visión inferior
9 Pata tren aterrizaje delantero
10 Ruedas gemelas proa
11 Compartimiento electrónico y de radio babor y estribor
12 Piso cabina
13 Palanca control paso colectivo de las palas
14 Palanca control paso cíclico
15 Asiento blindado copiloto
16 Dorso panel instrumentos
17 Limpiaparabrisas
18 Paneles parabrisas
19 Grúa salvamento
20 Tubo pitot
21 Antena UHF
22 Panel control superior
23 Asiento blindado piloto
24 Ventana superior cabina
25 Asiento plegable jefe vuelo
26 Mamparo cabina
27 Panel lateral visión, lanzable
28 Puerta estribor para acceso tripulación
29 Largueros estructura fuselaje
30 Ventana salida emergencia
31 Filtro toma de aire motor
32 Caja engranajes transmisión angular
33 Radiador aceite motor
34 Unidad potencia auxiliar
35 Calefactor cabina
36 Filtro aire estribor
37 Cubierta motor (blindada en la parte inferior)
38 Engranajes auxiliares
39 Depósitos hidráulicos
40 Eje transmisión caja engranajes
41 Eje transmisión motor
42 Asientos plegables, máximo 37 soldados
43 Cubierta carga
44 Guías rodillos
45 Soporte gancho carga
46 Motor turboeje General Electric T64-GE-415
47 Estructura principal fuselaje con soporte caja engranajes
48 Toberas escape
49 Toma de aire motor central
50 Engranajes principales transmisión
51 Placa giratoria control paso palas
52 Mecanismo cabeza rotor
53 Varillas control paso
54 Bisagras plegado palas
55 Carenaje cabeza rotor
56 Rotor principal de 7 palas, diámetro 24,08 m
57 Radiador aceite motor central
58 Asidero para mantenimiento
59 Tabique cortafuegos compartimiento motor
60 Motor central General Electric T64-GE-415
61 Panel revestimiento insonorización
62 Asientos traseros
63 Cuaderna principal fuselaje y tren aterrizaje
64 Martinete hidráulico rampa de carga
65 Cuaderna doble separación
66 Toberas motor central
67 Escapes refrigerador aceite
68 Sección perpendicular pala rotor
69 Larguero titanio con sección en «D»
70 Panel borde de fuga en «nido de abeja»
71 Recubrimiento pala en fibra vidrio
72 Tira antierosión borde de ataque
73 Carenado línea dorsal
74 Eje transmisión rotor cola
75 Antena TACAN
76 Pilón cola en posición replegada
77 Bisagra pilón cola
78 Acoplamiento eje transmisión
79 Borde de ataque en fibra vidrio
80 Estructura deriva, inclinada 20° a babor
81 Montantes reforzados estabilizador
82 Estabilizador horizontal en ala de gaviota
83 Luz anticolisión
84 Luz navegación cola
85 Rotor cola cuatripala, diámetro 6,1 m
86 Mecanismo control paso del rotor cola
87 Engranajes rotor cola
88 Eje final transmisión
89 Engranajes transmisión angular
90 Amortiguador retráctil cola
91 Martinete hidráulico amortiguador
92 Cierres pilón cola plegable
93 Estructura cola
94 Antena localización VOR
95 Martinete hidráulico compuerta superior carga
96 Portalón superior carga, en posición abierta
97 Aletas laterales
98 Portalón carga en posición bajada
99 Martinete hidráulico rampa
100 Luz vuelo en formación
101 Tubería descarga en vuelo combustible



La mayor flota de helicópteros S-65 fuera de EE UU es la de Alemania Federal, donde se han montado y fabricado en parte 110 ejemplares por las compañías entonces fusionadas VFW-Fokker. Denominados CH-53G, fueron asignados al Ejército (Heer), como este ejemplar, y a la Luftwaffe.





Una de las versiones especializadas de producción es el MH-53D (anteriormente RH-53D), helicóptero en funciones de dragaminas, como éste perteneciente al Squadron HM-12 de la Marina de EE UU con base en Norfolk, primera de las unidades dragaminas formadas en 1971, equipada con el RH-53D en 1973.

102 Montante pata tren aterrizaje principal
103 Ruedas gemelas principales
104 Alojamiento ruedas principales
105 Martinete hidráulico retracción
106 Pasarela mantenimiento
107 Estructura principal aleta balance fuselaje
108 Tapón depósito combustible
109 Luz navegación babor
110 Registro acceso depósito combustible
111 Tuberías sistema combustible
112 Depósito principal babor, capacidad 3 850 l
113 Depósito secundario combustible
114 Carenaje morro aleta balance
115 Ganchos suspensión en dos puntos de carga
116 Gancho carga de un solo punto; carga externa máxima suspendida 14 606 kg
117 Soporte depósito auxiliar combustible
118 Luces navegación en soporte
119 Depósito auxiliar combustible, capacidas 2 461 l

AVIAGRAPHICA

En 1980 la USAF recibió ocho helicópteros remodelados bajo el programa Pave Low III, designados HH-53H. Preparados para búsqueda y salvamento con mal tiempo adverso o de noche, llevaban una excepcional red de ayudas a la navegación y sensores avanzados (foto Sikorsky).



Sikorsky HH-53C Super Jolly

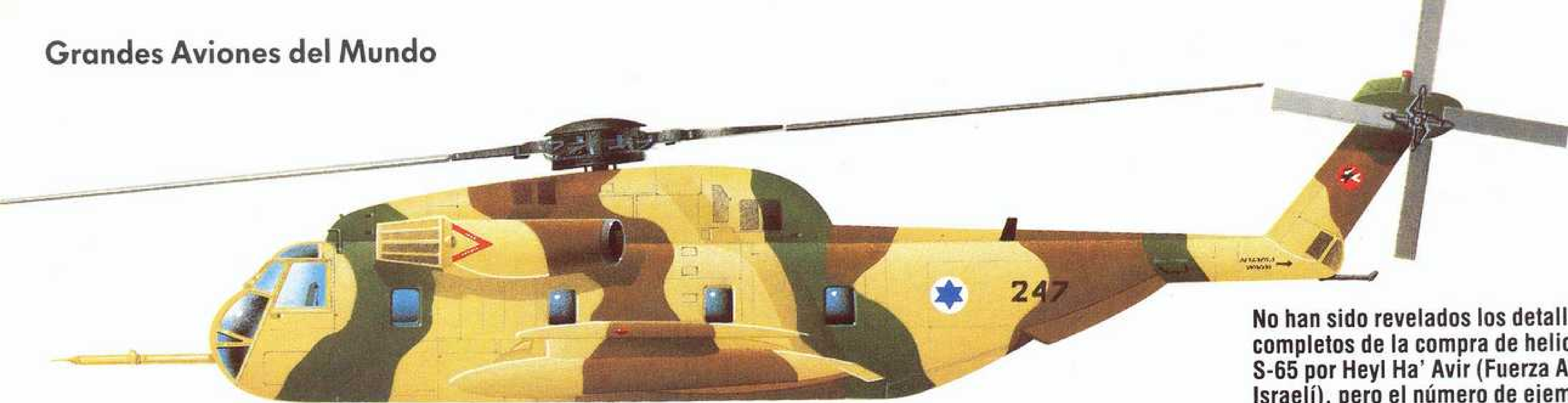
Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero de búsqueda y salvamento avanzado
Planta motriz: dos turboejes General Electric T64-GE-7 de 3 925 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar 315 km/h; velocidad de crucero 278 km/h; velocidad máxima de trepada al nivel del mar 631 m por minuto; techo de servicio 6 220 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 3 565 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 1 310 m; autonomía con dos depósitos de 1 703 l y 10 % de reserva 869 km
Pesos: vacío 10 690 kg; en despegue para una misión 17 344 kg; máximo en despegue 19 050 kg.
Dimensiones: diámetro del rotor principal 22,02 m; diámetro del rotor de cola 4,88 m; longitud del fuselaje (excluida la sonda de reaprovisionamiento) 20,47 m; altura total 7,60 m; superficie del disco del rotor principal 378,10 m^2.



El tríptico muestra uno de los helicópteros HH-53C Super Jolly utilizados con éxito en el Sureste asiático. En la vista frontal se distinguen las luces de navegación, roja a babor y verde a estribor (izquierda y derecha, respectivamente) en las anchas aletas de balance; cuando las tapaban los depósitos externos añadidos, se colocaban luces extras en los soportes. Las cajas grises delante de las tomas de aire son los radiadores de aceite.


JET
INTAKE
RESCUE



No han sido revelados los detalles completos de la compra de helicópteros S-65 por Heyl Ha' Avir (Fuerza Aérea Israelí), pero el número de ejemplares se estima en unos 25. Estos aparatos son básicamente CH-53D equipados para la guerra en el desierto.



Perfectamente distinguible exteriormente, el CH-53E Super Stallion está actualmente en servicio con la Infantería de Marina de EE UU, y pendiente de entregas a la Marina. Sorprendentemente, los «Super» de producción sólo tienen filtro en la entrada de aire del tercer motor (trasero).

tantas dilaciones en el programa. Una de las más importantes se debió al deseo del Departamento de Defensa de EE UU de combinar dos requerimientos del Ejército y la Infantería de Marina en un único modelo. Sikorsky sólo pudo continuar trabajando en el CH-53H, a base de construir a sus expensas un banco de pruebas de sistemas de propulsión para comprobar las partes dinámicas nuevas que deberían formar el núcleo de la nueva versión del S-65. Ese gran aparejo terrestre, que empezó sus trabajos en abril de 1971, incluía el sistema completo de cajas de reducción, ejes, rotores y controles para comprobar la fiabilidad y seguridad del CH-53E, incluso antes de que el primer prototipo pudiese volar.

Super Stallion

En mayo de 1973 Sikorsky pudo comenzar la construcción de dos prototipos YCH-53H, y el primero (mediante un supremo esfuerzo que consiguió rebajar el apretado programa en un mes) voló el 1.° de marzo de 1974. Seis meses después, una pala se desprendió en tierra y el valioso prototipo volcó incendiándose, pero la segunda máquina voló poco después y otra de preproducción, denominada ya Super Stallion, lo hizo en diciembre de 1980. Una persona no demasiado familiarizada con estas máquinas sería incapaz de distinguir a primera vista la nueva versión, pero de hecho es bastante diferente. El rotor principal, que puede desarrollar bastante más del doble de potencia que la primera versión, tiene siete palas en lugar de seis, perfil mejorado, nueva construcción en titanio y fibra de vidrio y secciones de raíz mayores que aumentan el diámetro del rotor. El nuevo eje y los mecanismos de reducción están movidos por tres motores; el extra, colocado directamente detrás de la cabeza del rotor y alimentado a través de una toma situada a la izquierda del pilón del rotor, descarga gases a través de dos toberas gemelas (por lo que este motor no es intercambiable con los otros dos). Las tres tomas llevan filtros todo tiempo mejorados con grandes separadores de partículas. Agrupados al frente del somero y aerodinámico pilón están el radiador de aceite, la unidad auxiliar de potencia y el calefactor de la cabina. El fuselaje es más largo y aerodinámico y una nueva cola proporciona sustentación extra, necesaria a causa de la colocación del tercer motor detrás del centro de gravedad. Originalmente el YCH-53E tenía amplios estabilizadores montados en posición baja, pero el diseño final —que parece el resultado de un topetazo— es una ancha deriva inclinada 20° a la izquierda, con un estabilizador en posición alta en el lado derecho, quebrado por la mitad para recobrar la posición horizontal. Otro cambio obvio es la larga aleta de balance que alberga 3 850 l de combustible y puede llevar depósitos lanzables externos de 2 461 l más.

Variantes del Sikorsky S-65

YCH-53A: prototipos para US Marine Corps, motores T64-3, primer vuelo 14 octubre 1964 (2 en total)
CH-53A: Sea Stallion de producción para los Marines, motores Dash-3, -6, -6B o -12 (139 en total, incluidos 15 para US Navy como MH-53A, y 7 para USAF)
RH-53A: ver MH-53A
MH-53A: Sea Stallion dragaminas, 15 ex CH-53A transferidos a US Navy con motor T64-413
HH-53B Super Jolly: versión de búsqueda y salvamento para Servicio Aerospacial de la USAF; primer vuelo 16 de marzo de 1967 (8 en total)
HH-53C Super Jolly: versión mejorada para Servicio Aerospacial (44 en total)
CH-53C Super Jolly: versión de transporte del HH-53 (20 en total)
CH-53D Sea Stallion: versión de asalto mejorada con motor T64-413 para US Marines (126 en total; servidos entre 1969-72)
S-65 (CH-53D): variante para Israel (alrededor de 25)
S-650e: modelo de búsqueda y salvamento para Austria (2 en total)
RH-53D: ver MH-53D
MH-53D Sea Stallion: versión dragaminas para Us Navy, mejorada con motor Dash-415 (total 20)
S-65 (MH-53D): variante del MH-53D estándar para Irán (6 en total, entregados en 1978)
VH-53D Sea Stallion: dos CH-53D convertidos en transportes VIP
YCH-53E Super Stallion: versión mejorada y rediseñada con tres motores para US Marines, primer vuelo 1 de marzo de 1974 (2 en total)
CH-53E Super Stallion: versión de producción de la nueva serie repotenciada, dos de preproducción (primer vuelo 8 de diciembre de 1975) y 49 de posible producción (primer vuelo 13 de diciembre de 1980)
MH-53E Super Stallion: versión dragaminas propuesta para US Navy
VH-53F Super Stallion: propuesta para transporte VIP (cancelados 6 para USAF)
CH-53G: versión de licencia del CH-53C con motores Dash-7 (112 en total para Alemania Federal, la mayoría montados y parcialmente construidos en ese país)
HH-53H Super Jolly: prototipo más ocho HH-53C, optimizados para misiones todo tiempo, para USAF

Producción limitada

Las turbinas del prototipo y de los Super Stallion de preproducción habían sido pedidas originalmente (a bajo precio) por la USAF para el proyectado y después cancelado VH-53F, una flota de helicópteros VIP para altos ejecutivos del gobierno. También se ahorró dinero en los motores para las primeras seis máquinas de producción, comprados originalmente por el Ejército de EE UU para el anulado helicóptero AH-56A Cheyenne, devueltos a la Marina y modificados, con costo mínimo, al estándar T64-415.

Se había previsto inicialmente adquirir por lo menos 70 CH-53E Super Stallion, 30 de ellos para la Marina y otros tantos para la Infantería de Marina, más diez de reserva por el desgaste. Problemas presupuestarios han recortado la compra de la Marina a sólo 18, que sumados a los 33 de la Infantería de Marina, e incluyendo las dos máquinas de preproducción elevadas a nivel operacional estándar, totalizan una fuerza de 53, que estarán totalmente entregados en 1984. En esas fechas tal vez la valía del helicóptero le haya proporcionado nuevos pedidos para la USAF y otros usuarios de exportación. Asimismo, ha habido muchos proyectos para variantes civiles del S-65 bimotor original, como el S-65C de 44 asientos, para el que se fabricó en 1976, con fondos de la NASA, un prototipo de exhibición que realizó pruebas de vuelo con 16 asientos. El programa no obtuvo pedidos de producción, pero sigue en estudio una versión algo mayor, basada en el CH-53 E, pensada para líneas aéreas según proyecto iniciado hace algunos años.

Agusta A 106

Historia y notas

La Agusta, una de las más antiguas compañías de aviación de Italia, fue fundada en 1907, y se introdujo en el campo de los helicópteros al comprar, en 1952, la licencia para la fabricación del Bell 47. Siguieron a este otros contratos de licencia, tanto con la Bell como con la Sikorsky; pero en los últimos años la Agusta ha desarrollado varios diseños propios.

El más pequeño de éstos en llegar a buen fin, aunque sólo en forma muy modesta, el **Agusta A 106,** voló como prototipo en noviembre 1965. A principios de los setenta se inició la producción de una serie corta; aproximadamente cinco aparatos de este tipo fueron operados por el Arma Aérea de la Marina italiana (Marinavia), desde buques del tipo «Impavido», en funciones de lucha antisubmarina, como complemento de otros helicópteros mayores, también para la lucha antisubmarina, tales como los SH-3D, AB 204AS y los AB 212ASW.

El A 106 disponía de un rotor principal de dos palas y de un rotor de cola convencional; podía adaptarse un tren de flotación auxiliar a la estructura del patín, que disponía de ruedas desmontables para su maniobra en tierra.

Para las operaciones con poca visibilidad disponía de un amplio instrumental; la compañía Ferranti desarrolló un sistema electrónico de tres ejes para aumentar la estabilidad del A 106, que lo convertía en una plataforma de fuego estable y amortiguaba las perturbaciones exteriores.



El Agusta A 106 fue un fascinante ejercicio de diseño sobre el tema de un helicóptero antisubmarino pequeño pero fuerte; propulsado por un turboeje de escasa potencia, tenía sin embargo una resistencia y una potencia de fuego excepcionales (foto Agusta).

Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero antisubmarino monoplaza para buques
Planta motriz: un turboeje Turboméca-Agusta TAA 230 de 300 hp, reducido a 260 hp
Prestaciones: (con dos torpedos y peso en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 176 km/h; velocidad de crucero 167 km/h; velocidad de ascensión inicial 372 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 000 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 1 150 m; autonomía con carga máxima de combustible interior y exterior 740 km
Pesos: vacío 590 kg; máximo en despegue 1 400 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 9,50 m; longitud girando los rotores 9,50 m; altura 2,50 m; área del disco del rotor principal 70,88 m^2
Armamento: dos torpedos Mk 44, o 10 cargas de profundidad, o (en ataque de superficie) dos ametralladoras de 7,62 mm y 10 cohetes de 80 mm



Agusta A 106.

Agusta A 109A

Historia y notas

El **Agusta 109A** básico resulta notable por ser el primer helicóptero diseñado por Agusta que fue fabricado en grandes series, y en él se resume un análisis especial de mercado que había comenzado en 1965. Inicialmente previsto únicamente para uso comercial, el Agusta A 109 fue proyectado con un solo turboeje Turboméca Astazou XII de 690 hp, pero, principalmente por consideraciones de seguridad adicional, fue rediseñado en 1967 para ser equipado con dos turboejes Allison 250-C14 de 370 hp. El proyecto del modelo **A 109 B** para usos militares fue abandonado en 1969 al darse preferencia a la versión civil de ocho plazas **A 109C Hirundo** (Golondrina), el primero de cuyos tres prototipos voló el 4 de agosto de 1971. No obstante, algunas demoras en las pruebas, alteraciones de menor cuantía y otros factores fueron la causa de retrasos imprevistos, por lo que el primer A 109 de preserie no quedó terminado hasta abril de 1975. Las entregas de los aparatos de serie, llamados A 109A, no comenzaron hasta 1976.

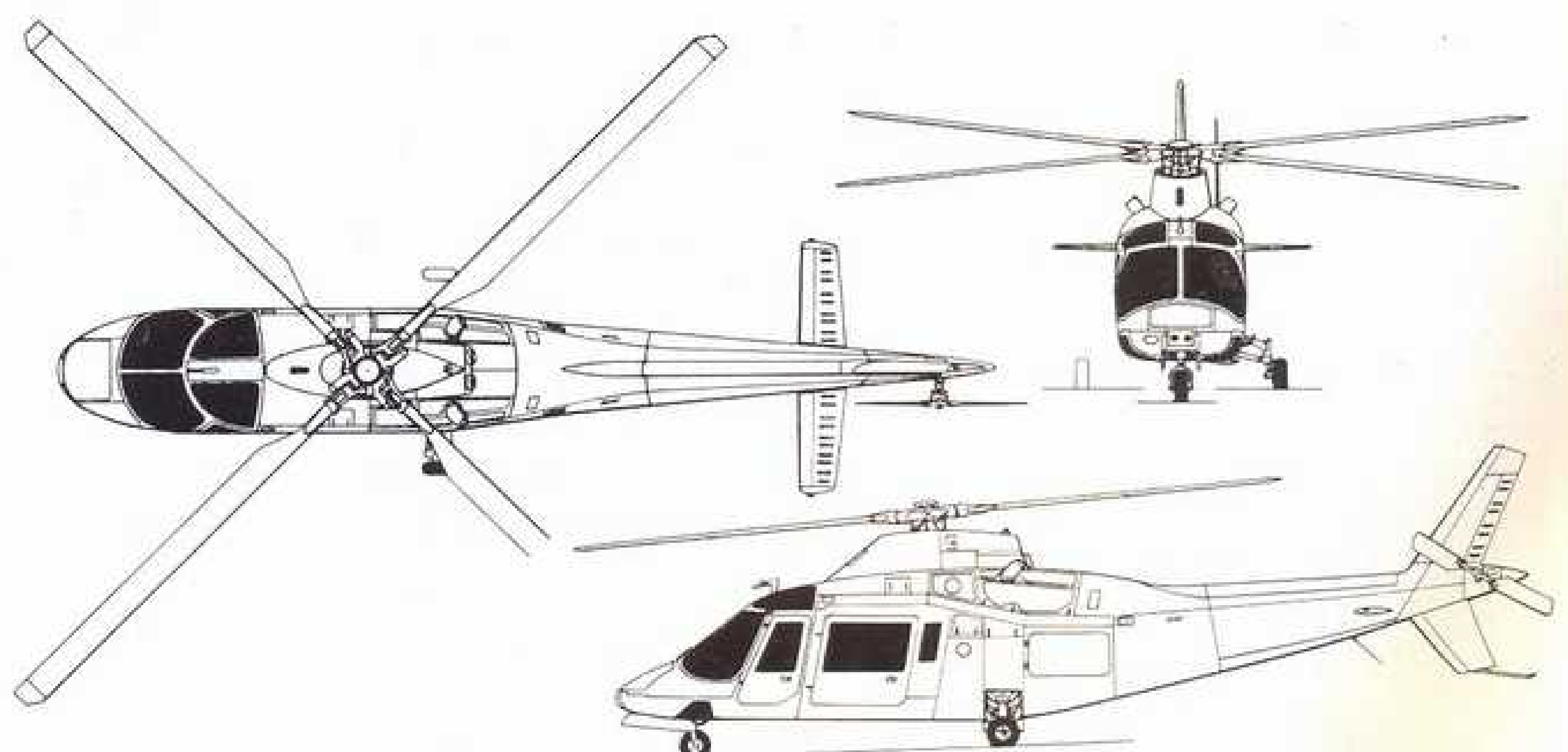
Adicionalmente a la función para la que había sido diseñado como transporte ligero de pasajeros, el A 109A podía ser adaptado para el transporte de carga, como ambulancia aérea, o para misiones de búsqueda y rescate. Demostró ser un gran éxito comercial, y a principios de 1978 el A 109A contaba en firme con unos 250 pedidos y opciones.



Agusta A 109 de la Policía italiana.

Pronto se advirtieron las posibilidades militares del A 109A, y en 1975 Agusta SpA concluyó un acuerdo de colaboración con Hughes Aircraft, fabricante de misiles TOW (para lanzamiento por tubos, seguimiento óptico y guiados por hilo). Las pruebas realizadas por el Ejército italiano en 1976-77 con cinco helicópteros A 109A armados con varios misiles TOW fueron extraordinariamente buenas y dieron como resultado dos variantes militares, para misiones de ataque ligero/antiblindados/apoyo cercano, y para operaciones navales.

La primera versión militar se ofrece en varias opciones: como helicóptero para ataque ligero (dos o tres tripulantes, dos ametralladoras, misiles HOT o TOW, o plataformas para cohetes), equipados para reconocimiento del campo de batalla, observación de la artillería o guerra electrónica, o como puesto repetidor de radio; y como transporte ligero de personal de tro-



Agusta A 109.

pas (piloto más siete plazas), o como ambulancia aérea (dos camillas y dos asistentes médicos). Se incluyen como equipo opcional los asientos blindados para la tripulación y un tren de aterrizaje con flotadores de emergencia. Todas las variantes pueden ser dotadas con sistemas de supresión de infrarrojos.

La versión navalizada del A 109A conserva la misma configuración general, estructura y planta motriz pero ha sido diseñada específicamente para servicio embarcado. Existen variantes para lucha antisubmarina, anti-buque, guerra electrónica, patrulla armada y guardacostas, vigilancia, ambulancia aérea, búsqueda y rescate, y cometidos generales. Además del equipo especializado necesario, el A 109A navalizado se distingue por su autoestabilización de cuatro ejes, radar altímetro, doble mando de vuelo, sistema de navegación automático, y puntos de fijación para su trincado a bordo. Dispone de soportes universales para cargas exteriores, y un tren de aterrizaje fijo. Para la patrulla armada, el A 109A se equipa y arma de acuerdo con las especificaciones del cliente. En su configuración básica de guardacostas está dotado de radar buscador, cámara de TV para bajo nivel lumínico, y una instalación exterior especial para altavoces de alto rendimiento. La variante para búsqueda y rescate está equipada con una grúa operada eléctricamente con capacidad para 150 kg, flotadores de emergencia y radar buscador. El A109A navalizado puede también adaptarse a otras funciones, como la lucha contra incendios, el rescate de aparatos estrellados, o como puesto de mando militar y para enlace. La variante naval A 109A ECM está dotada con pantalla de radar, trazador de rumbo y analizador de emisiones electromagnéticas.



Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero ligero para cometidos generales
Planta motriz: dos turboejes Allison 250-C20B, cada uno con 420 hp en despegue, 385 hp en propulsión continua, y reducidos a 346 hp para su operación en bimotor
Prestaciones: (con 2 450 kg) velocidad máxima 311 km/h; velocidad máxima de crucero 266 km/h; velocidad óptima de crucero 231 km/h; velocidad máxima de ascensión 493 m por minuto; techo de servicio 4 968 m; techo en vuelo estático con efecto de suelo 2 987 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 2 042 m; autonomía máxima 565 km
Pesos: vacío 1 415 kg; máximo en despegue 2 450 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11 m; diámetro del rotor de cola 2,03 m; longitud del fuselaje 10,71 m; altura 3,30 m; área del disco del rotor principal 95 m^2
Armamento: (en versión terrestre) dos ametralladoras de 7,62 mm sobre soportes articulados y dos plataformas para lanzamiento de cohetes XM157 (cada una de ellas con siete cohetes de 70 mm) en la versión básica; entre las armas alternativas se encuentran cuatro misiles HOT o TOW y una Minigun de 7,62 mm operada eléctricamente sobre soporte articulado, o una ametralladora MG3 totalmente automática de 7,62 mm, o una plataforma XM-159C para 19 cohetes de 70 mm, o un lanzacohetes Agusta para 7 cohetes de 81 mm, o un lanzacohetes 200A-1 para 19 cohetes de 70 mm
Armamento: (en versión naval antisubmarino) dos torpedos dirigidos, seis balizas marinas y tren de aterrizaje MAD opcional
Armamento: (en versión naval antibuque radar de larga distancia y gran potencia y, además, AS.12 u otros misiles dirigidos por hilo; posibilidad para distinto equipo naval según misión

Este fue el primero de los cinco helicópteros Agusta A 109 evaluados por el Ejército italiano para funciones de asalto y apoyo cercano a tierra. Tres de ellos fueron dotados con misiles Hughes TOW y sistema de seguimiento (foto Agusta).

Agusta A 129 Mangusta

Historia y notas

La **Agusta A 129 Mangusta** (Mangosta), helicóptero ligero antiblindados desarrollado a partir del A 109A, estaba en evaluación por el Ejército italiano a principios de los ochenta. Emplea la mayor parte de los componentes dinámicos del A 109A, pero se caracteriza por su estrecho fuselaje completamente nuevo provisto de una cabina en dos planos escalonados (el piloto ocupa el asiento superior). Ambas cabinas disponen de controles de vuelo completos, instrumentos y asientos blindados. El blindaje parcial de la cabina ha sido proyectado para resistir el impacto de proyectiles de 7,62 mm.

Propuesto inicialmente en 1973, el diseño fue modificado para, a continuación, llevar a cabo en 1977 pruebas con misiles del tipo TOW. La Agusta tiene firmado actualmente un contrato con el Ejército italiano para el desarrollo de tres prototipos, el primero de los cuales realizó su vuelo inicial en 1981, para permitir una evaluación completa al Ejército italiano, que precisa unos 60 helicópteros ligeros antitanque. Si las pruebas resultaran positivas el A 129 podría entrar en servicio en 1984.



Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero biplaza ligero antiblindados
Planta motriz: dos turboejes Avco Lycoming LTS101-850 de 800 hp, reducidos a 525 hp
Prestaciones: (estimadas con peso en despegue para una misión) velocidad máxima en picado con 28 cohetes 311 km/h; velocidad máxima a 1000 m en vuelo horizontal con ocho misiles TOW 285 km/h; velocidad máxima de ascensión 600 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 400 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 2 700 m; autonomía (en misión antiblindados con reserva para 20 min) 2 h 30 min; autonomía máxima en vuelo de transporte con combustible interno 629 km
Pesos: vacío y equipado 2 257 kg; peso en despegue para misión 3 350 kg; máximo peso en despegue 3 500 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,90 m; diámetro del rotor de cola 2,00 m; envergadura del ala corta 3,10 m; longitud total girando el rotor de cola 12,50 m; altura 3,20 m; área del disco del rotor principal 110,31 m^2
Armamento: ocho misiles antitanque HOT o TOW, cohetes aire-tierra, sistema de ametralladora Minitat de 7,62 mm

Combinando el sistema dinámico del A 109 con unas líneas de fuselaje más estrechas aunque abultadas por el equipo electrónico incorporado, el helicóptero anti-blindados Agusta A 129 Mangusta dispone además de un potente armamento (foto Agusta).

Agusta AZ8-L

Historia y notas

Bajo la denominación **Agusta AZ8-L,** esta compañía proyectó un avión de transporte cuatrimotor de radio medio que pareció lo suficientemente prometedor al ministerio del Aire italiano como para conceder a la compañía un contrato para la construcción de un prototipo: este voló por primera vez el 9 de junio de 1958. Su configuración era de monoplano de ala baja de construcción totalmente metálica; las alas disponían de alerones del tipo Frise, flaps anchos ranurados en el borde de fuga, y recubrimiento antihielo en los paneles exteriores de las alas. Se aplicó un recubrimiento similar a los bordes de ataque de la deriva y el empenaje. El tren de aterrizaje triciclo de tipo retráctil disponía de ruedas dobles en cada pata, y la cabina, provista de aire acondicionado, podía acomodar hasta 26 pasajeros en clase turista. La planta motriz consistía en cuatro motores radiales Alvis Leonides Mk 22 montados sobre barquillas a lo largo del borde de ataque de las alas.

A pesar de haber sido evaluado para su uso civil, así como por las Fuerzas Aéreas italianas, no llegaron a construirse unidades de serie.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte de radio medio
Planta motriz: cuatro motores radiales Alvis Leonides Mk 22, con una potencia cada uno de 540 hp
Prestaciones: máxima velocidad de crucero a 3 000 m, 405 km/h; techo de servicio 7 500 m; autonomía con carga máxima 650 km
Pesos: vacío y equipado 7 620 kg; máximo en despegue 11 300 kg
Dimensiones: envergadura 25,50 m; longitud 19,44 m; altura 6,60 m; superficie alar 66,80 m^2

Agusta CP-110

Historia y notas

El 1951 Agusta proyectó un monoplano con capacidad en su cabina para cuatro plazas, que la compañía confiaba resultaría atractivo tanto para uso civil como militar. Se construyó en los talleres experimentales de la Escuela Técnica de Milán un prototipo **Agusta CP-110** totalmente de madera, con recubrimiento de contrachapado. Su configuración era la de un monoplano convencional de ala baja, con tren de aterrizaje triciclo retráctil. Acomodaba a un piloto y tres pasajeros en una cabina cerrada, con amplia visibilidad; los dos asientos delanteros individuales llevaban incorporado doble mando estándar, y existía un asiento posterior para dos pasajeros. La planta motriz consistía en un motor refrigerado por aire de cilindros invertidos en línea Alfa 110ter.

El modelo fue evaluado por las Fuerzas Aéreas italianas, pero no resultó de ello ningún contrato.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano de cabina cuatriplaza
Planta motriz: un motor en línea Alfa 110ter refrigerado por aire, de 145 hp
Prestaciones: velocidad máxima 275 km/h; velocidad de crucero 240 km/h; autonomía 1 000 km
Pesos: vacío 680 kg; máximo en despegue 1 100 kg
Dimensiones: envergadura 10,60 m; longitud 7,30 m



El Agusta CP-110 ha sido un avión ligero europeo más de los que no han logrado introducirse en el lucrativo mercado de este tipo de aviones, casi totalmente dominado por EE UU.

Agusta-Bell AB 102

Historia y notas

Bajo la denominación **Agusta-Bell AB 102,** la Agusta proyectó un helicóptero para transporte de pasajeros de 7/9 asientos, previsto tanto para uso civil como militar. Se le aplicó el nombre Agusta-Bell, dado que la Agusta había empleado en este aparato un sistema de rotor principal bipala de la Bell, completado con una barra estabilizadora situada debajo y en ángulo recto con las palas del rotor. Por lo demás la configuración de góndola y larguero era convencional, y disponía de un rotor antipar montado en la estructura de cola. El tren de aterrizaje era tubular, y la planta motriz consistía en un motor radial Pratt & Whitney R-1340 montado en la cabina posterior. La cabina delantera podía acomodar a un piloto y 7/9 pasajeros; entre las disposiciones alternativas se incluían la de ambulancia con cuatro camillas y asiento para un asistente médico, y una disposición mixta para pasajeros y carga interior. Si se utilizaba en función de helicóptero de carga, podía transportar hasta 880 kg. También podía acoplarse una grúa eléctrica opcional para su empleo en operaciones de búsqueda y rescate.

La producción se limitó a dos helicópteros, que fueron empleados para el servicio de pasajeros para cubrir la línea Milán-Turín.



Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero para cometidos generales
Planta motriz: un motor radial de cilindros Pratt & Whitney R-1340-S1H4 de 600 hp
Prestaciones: (con peso normal en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 177 km/h; velocidad de crucero a 1 830 m, 160 km/h; techo de servicio 3 900 m; autonomía máxima 400 kilómetros
Pesos: vacío 1 810 kg; normal en despegue 2 725 kg; máximo en despegue 3 026 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,50 m; diámetro del rotor de cola 2,59 m; longitud del fuselaje 17,92 m; altura 3,23 m; área del disco del rotor principal 165,13 m^2

El Agusta-Bell AB102 fue en esencia una reelaboración del diseño del poco logrado Bell modelo 48, y apenas consiguió obtener una acogida algo mejor que la de su progenitor americano. Este modelo no consiguió satisfacer ni las especificaciones militares ni las civiles para este tipo de aparato (foto Agusta).

Agusta-Bell AB 204B

Historia y notas

Bajo la denominación **Agusta-Bell AB 204B,** Agusta construyó bajo licencia de la Bell norteamericana un helicóptero de tamaño medio para usos generales, que básicamente era similar a la serie Bell 204B UH-1 Iroquois. Se construyó en series relativamente largas, tanto para uso militar como comercial, suministrándose algunas unidades a las Fuerzas armadas de Austria, Italia, Países Bajos y Suecia. Muchos de estos helicópteros iban propulsados por motores turboejes Rolls-Royce Gnome H.1200.

Además del anterior aparato, que se acomodaba más o menos al estándar del modelo Bell 204B, Agusta desarrolló una versión especial antisubmarina y antibuque, denominada **AB 204AS**. Unidades de este modelo sirven en las Armadas italiana y española, equipadas para operaciones todotiempo y día-noche, y armadas con torpedos Mk 44 o misiles AS 12. Están dotadas de sonar de inmersión y radar buscador, y disponen de un sistema para el control de vuelo que mantiene automáticamente una posición estática de acuerdo con un programa preestablecido.

Especificaciones técnicas

Tipo: helicóptero medio para cometidos generales
Planta motriz: un motor turboeje Rolls-Royce Gnome de 1 250 hp,



reducido a 1 100 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar y con carga máxima en despegue 148 km/h; velocidad máxima de crucero 135 km/h; autonomía con carga máxima de combustible 410 km
Pesos: vacío 2 090 kg; máximo en despegue 4 310 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,63 m; longitud del fuselaje 12,31 m; altura 4,44 m; área del disco del rotor principal 168,11 m^2

Agusta-Bell AB 204B de la Luftstreitkräfte's Hubschraubergruppe 3 (Ala 3.ª de helicópteros) austriaca, con base en Linz en los años 70.

Agusta-Bell AB 205

Historia y notas

El **Agusta-Bell AB 205** es una variante del modelo Bell 205, fabricado bajo licencia que Bell Helicopter Textron concedió en 1966 a Costruzioni Aeronautiche Giovanni Agusta SpA de Italia. Era similar en líneas generales al modelo Bell 204 anterior, pero con un fuselaje más largo, cabina más amplia, motor más potente y otras mejoras, que le proporcionaban mejores características para el transporte de carga. El prototipo militar Bell modelo 205, el YUH-1D, voló por primera vez el 16 de agosto de 1961, y las entregas a las Fuerzas Armadas de EE UU se iniciaron en otoño de 1963. La versión inicial de serie UH-1D fue sustituida en otoño de 1967 por el estándar UH-1H, al que se instaló un nuevo motor, y esta versión fue la elegida por Agusta para su construcción en Italia bajo licencia.

En su configuración militar básica, el AB 205 corresponde a la serie Bell UH-1D/UH-1H en servicio con las Fuerzas Armadas de EE UU y de otros países. Al igual que su réplica americana, el AB 205 ha demostrado su enorme utilidad como helicóptero para cometidos generales y se ha exportado ampliamente. Está equipado para vuelo nocturno y puede emplearse para transporte de tropas, pasajeros o equipo para evacuaciones en caso de accidente, para rescate y en otros cometidos, así como en apoyo táctico de superficie. De acuerdo con su función, el fuselaje básico puede ser dotado con facilidad de flotadores, patines para la nieve, grúa para el rescate y camillas, o puede equiparse con armamento. Vacía de todos sus complementos, la cabina tiene una capacidad de 6,2 m^3 para el transporte interno de carga.

Una variante para uso civil, denominada **AB 205A-1,** es idéntica al modelo Bell 205A-1 construido desde 1969 por la Agusta bajo licencia, salvo modificaciones de menor importancia. Aparte de ser un poco más larga, la versión construida en Italia está propulsada por el mismo motor de la serie militar AB 205 (T53-L-13B), mientras que el Bell 205A-1 utiliza un subtipo distinto (T53-L-13A) de similar potencia. El AB 205A-1 puede transportar a un piloto y 14 pasajeros (o bien una carga comercial equivalente) y ha sido proyectado para su rápida conversión para otros cometidos: transporte de carga aérea, grúa aérea (con capacidad para 2 268 kg), ambulancia (seis camillas más una o dos plazas para asistentes médicos), helicóptero de rescate, o transporte para ejecutivos.

Especificaciones técnicas

Agusta-Bell AB 205
Tipo: helicóptero civil/militar de cometidos generales y 15 plazas
Planta motriz: un turboeje Avco Lycoming T53-L-13B de 1 400 hp, reducido hasta 1 250 hp en el despegue
Prestaciones: (con carga de despegue normal) velocidad máxima a nivel del mar 222 km/h; velocidad de crucero 212 km/h; velocidad de ascensión inicial 548 m por minuto; techo en vuelo estático con efecto de suelo 5 180 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 3 350 m; autonomía máxima con los tanques estándar y sin reserva, 580 km; duración máxima del vuelo sin reserva, 3 h 48 min
Pesos: vacío 2 177 kg; normal en despegue 3 680 kg; máximo en despegue 4 309 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,72 m; diámetro del rotor de cola 2,59 m; longitud del fuselaje 12,77 m; altura 4,48 m; área del disco del rotor 170,16 m^2
Usuarios: (militares) Irán, Italia, Marruecos, Arabia Saudí, España, Turquía, Uganda, Emiratos Árabes Unidos, Zambia y otros



Agusta-Bell AB 205 A, helicóptero para cometidos generales de las Fuerzas Aéreas de los Emiratos Árabes Unidos, con base en el aeropuerto de Dubai.



Agusta-Bell AB 205A de las Fuerzas Aéreas marroquíes, que utiliza un total de 24 de estos helicópteros para equipar dos escuadrones.

Agusta-Bell AB 206 JetRanger

Historia y notas

El modelo original Bell 206 había sido proyectado para cumplir con las especificaciones del Ejército norteamericano y voló en forma de prototipo (como OH-4A) el 8 de diciembre de 1962. El subsiguiente modelo 206A fue construido en versión tanto comercial como militar, como OH-58A Kiowa, para el Ejército norteamericano, y TH-57A SeaRanger, helicóptero de entrenamiento para la Marina americana. Las variantes civil y militar eran similares en general, a excepción de los rotores principales de mayor diámetro y de cambios internos y en el equipo, demostrando ser extremadamente eficiente en servicio. Su fabricación en EE UU finalizó en 1972. Las relaciones sociales establecidas desde largo tiempo antes continuaron con la concesión de la licencia de fabricación a Agusta SpA en 1966, con lo que el primer helicóptero comercial **Agusta-Bell AB 206A JetRanger** estuvo finalizado a fines de 1967. Aparte de muy pequeñas modificaciones de detalle, estas máquinas eran similares a su réplica americana, y estaban propulsadas por motores turboejes Allison 250-C18. La fabricación del modelo mejorado Bell 206B JetRanger II se inició en 1971 y fue seguida en 1972 por la del **Agusta-Bell AB206B**, propulsado por motores Allison 250-C20. La nueva versión era una afortunada combinación de la misma célula con un motor más potente, y permitió mejorar las prestaciones, especialmente en condiciones de grandes altitudes y calor, con sólo un pequeño incremento en el peso. Las variantes militares fabricadas en paralelo, el **AB 206A-1** y **AB 206B-1 JetRanger II,** corresponden a la serie Bell OH-58A Kiowa. Se diferencian por sus rotores principales de mayor diámetro, célula reforzada en determinados puntos y diferente equipo. Las variantes militares también se caracterizan por disponer de puertas adicionales en la cabina. Aunque se ha previsto la posibilidad de montar una ametralladora central articulada, la mayor parte de los helicópteros militares JetRanger de construcción italiana se emplean para otro tipo de misiones, tales como lucha antisubmarina/antibuque (especialmente en Suecia), comunicaciones, transporte de carga (máximo 1 520 kg transportados en el exterior), rescate y ambulancia.

Las series AB 206A y AB206B se han exportado con profusión con destino a usuarios civiles y militares, y a menudo han incorporado modificaciones necesarias para cumplir con las especificaciones locales. Así, los AB 206A entregados a Suecia (la designación militar sueca es HKP 6) se caracterizan por estar dotados de un tren de aterrizaje alargado y soportes para armamento situados bajo el fuselaje.

El modelo Bell 206L LongRanger, con mejoras de gran importancia, apareció en setiembre de 1974. Proyectado como helicóptero ligero de siete plazas para cometidos generales, era un desarrollo del JetRanger II propulsado por un motor Allison 250-C20B reducido de potencia. El fuselaje alargado permite obtener un gran espacio para carga (máximo 907 kg), y tiene un nuevo rotor. Su empleo en misiones militares queda limitado al transporte ligero para personal y carga, rescate y ambulancia. La variante construida por Agusta, similar en líneas generales, se denomina **AB 206L LongRanger**.

El último desarrollo de esta serie, el modelo Bell 206B JetRanger III, también está propulsado por un motor turboeje Allison 250-C20B, pero tiene el mástil del rotor de cola más largo y mejorado, así como otras modificaciones de detalle. Con estas mejoras, el JetRanger III obtiene un techo en vuelo estacionario más amplio y, en general, mejores prestaciones a gran altura. Las entregas de las unidades de serie del **AB 206 JetRanger III** construido por Agusta se iniciaron a principios de 1978.

Especificaciones técnicas

Agusta-Bell AB 206A-1 JetRanger I

Tipo: helicóptero ligero de cinco plazas para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Allison 250-C18 de 317 hp
Prestaciones: (con 1 360 kg) velocidad máxima al nivel del mar 211 km/h; velocidad de crucero 204 km/h; velocidad de ascensión inicial 475 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 050 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 1 825 m; autonomía máxima con combustible estándar y sin reservas 592 km; duración máxima del vuelo con combustible estándar
Pesos: vacío 682 kg; máximo en despegue con carga interna 1 360 kg; máximo en despegue con carga externa 1 519 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,77 m; longitud del fuselaje 9,85 m; altura 2,91 m; área del disco del rotor principal 91,10 m²
Usuarios: (militares) Irán, Italia, Arabia Saudí, España, Suecia, Turquía y otros



Los Bell 206 JetRanger y LongRanger han sido construidos bajo licencia por Agusta con la designación de AB 206 (foto M. J. Hooks).

Agusta-Bell AB 206B-1 JetRanger II

Tipo: helicóptero ligero de cinco plazas para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Allison 250-C20 de 400 hp, reducido a 317 hp
Prestaciones: (con 1 452 kg) velocidad máxima al nivel del mar 222 km/h; velocidad de crucero 214 km/h; velocidad inicial de ascensión 414 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 660 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 2 440 m; autonomía máxima con combustible estándar y sin reservas 673 km; duración máxima del vuelo con combustible estándar
Pesos: vacío 682 kg; máximo en despegue con carga interna 1 452 kg; máximo en despegue con carga externa 1 519 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,77 m; longitud, girando los rotores, 11,94 m; altura 2,91 m; área del disco del rotor principal 91,10 m²
Usuarios: (militares) Irán, Italia, Arabia Saudí, España, Turquía, Uganda y otros

Agusta-Bell AB 212



Helicóptero antisubmarino Agusta-Bell AB 212ASW del Arma Aérea de la Armada italiana, la Marinavia.

Historia y notas

El helicóptero de transporte para cometidos generales bimotor **Agusta-Bell AB 212** básico es, en esencia, el Bell modelo 212 Twin Two-Twelve, fabricado bajo licencia por Agusta SpA, en Italia. Las entregas de la versión de fabricación italiana se iniciaron a fines del otoño 1971.

El Bell modelo 212 derivaba del modelo 205, del que se diferenciaba principalmente por disponer de dos motores turboejes acoplados a una única caja reductora, que movía tanto el rotor principal como el de cola. Entre otros cambios pueden citarse la mejora general de su dinámica, estructura y sistemas. Desarrollado inicialmente en 1968-69 para cumplir unas especificaciones canadienses, este diseño fue adoptado también por las Fuerzas Armadas de EE UU como UH-1N, y posteriormente se destinó a la exportación. Su versión comercial paralela es el Bell modelo 212 Twin Two-Twelve, que se diferencia únicamente en la disposición interna, equipo, y en algunos detalles de sus prestaciones: esta fue la versión objeto del contrato de fabricación bajo licencia firmado inicialmente con Agusta.

El AB 212 estándar transporta un piloto y hasta 14 pasajeros, pero su cabina puede ser fácilmente adaptada para otros cometidos, entre los que se encuentra el transporte de ejecutivos. Al igual que su réplica norteamericana, el AB 212 está previsto para su transformación para estos cometidos alternativos, con juegos opcionales a disposición de los requerimientos del cliente. Entre estos cabe mencionar una grúa para rescate, un gancho para carga exterior, depósitos auxiliares exteriores, y tren de aterrizaje con flotadores o para la nieve. La cabina puede también convertirse en ambulancia con espacio para seis camillas y dos asistentes médicos. Los aparatos de serie están bajo un continuo régimen de mejora y de adaptación a nuevos requisitos. A principios de 1978 se habían entregado ya más de 80 AB 212, hallándose bajo pedido otros, para usuarios italianos y varios clientes militares y comerciales extranjeros.

El desarrollo de la versión **AB 212ASW** se inició a fines de 1972; el proyecto recogía la experiencia obtenida por el considerable número de operaciones navales llevadas a cabo con el monomotor AB 204AS. El AB 212ASW está previsto para una amplia gama de operaciones marítimas, desde las antisubmarinas y antibuque (búsqueda y ataque) hasta las de patrulla guardacostas, búsqueda y rescate, y suministro vertical a buques en alta mar. Por medio de cambios de las instalaciones internas el AB 212ASW puede convertirse en helicóptero para transporte de tropas y fuego de apoyo, o en ambulancia aérea; también puede ser empleado para enlaces y en cometidos de contramedidas electrónicas. Al igual que su predecesor más ligero, el AB 212ASW ha sido diseñado para operar desde pequeñas plataformas a bordo de buques. Aparte de algún refuerzo, del radomo y de los puntos de fijación para sujeción en cubierta, el fuselaje del AB 212ASW es en esencia el mismo que el del AB 212 comercial, con protección contra la corrosión marina. Los cambios principales son interiores. En función de la misión, la tripulación puede ser de tres o de cuatro personas (uno o dos pilotos y operadores del radar/electrónica). El AB 212ASW lleva un instrumental completo para operaciones marítimas diurnas y nocturnas en todo tiempo; su electrónica (en su aplicación antisubmarina) incluye un radar buscador altamente selectivo, sonar y otros equipos. Una pantalla especialmente diseñada situada en la cabina muestra al piloto, o pilotos, todos los parámetros para cada una de las fases de las operaciones antisubmarinas, y en el proyecto se ha tenido en cuenta la eventual instalación de un futuro equipo de radar y de sistemas avanzados de contramedidas electrónicas. Provisto de un sistema especial de radar de búsqueda y de transmisión de datos del objetivo, el AB 212 ASW puede ser también empleado como guía pasiva para el lanzamiento de misiles tierra-tierra.

En otros cometidos el AB 212 ASW puede ser equipado con un gancho para carga exterior con capacidad para 2 270 kg, una grúa para rescate de 270 kg, pontones hinchables de emergencia, y depósitos auxiliares interiores y exteriores para combustible.

Acabado en 1972, el prototipo del AB 212 ASW fue evaluado por la Marina italiana a lo largo de 1973 y entró en servicio en 1976. Actualmente está en producción para cumplimentar pedidos de la Marina italiana y de varios clientes extranjeros.

Especificaciones técnicas

Agusta-Bell AB 212

Tipo: helicóptero de transporte de 15 plazas para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje acoplado Pratt & Whitney Aircraft of Canada PT6T-3 Turbo Twin Pac de 1 290 hp, reducido a 1 130 hp para funcionamiento continuo
Prestaciones: (con 4 536 kg) velocidad de crucero al nivel del mar 204 km/h; velocidad inicial de ascensión 567 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 960 m; techo en vuelo estático sin efecto de suelo 3 020 m; autonomía máxima con combustible estándar y sin reservas 495 km
Pesos: vacío 2 630 kg; máximo en despegue 5 080 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,63 m; diámetro del rotor de cola 2,59 m; longitud del fuselaje 14,02 m; altura 4,40 m; área del disco del rotor principal 168,15 m²
Usuarios: (militares) Argentina, Austria, Italia, Alemania Occidental

Agusta-BellAB 212ASW

Tipo: helicóptero naval medio de tres o cuatro plazas, antisubmarino, antibuque y para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje acoplado Pratt & Whitney Aircraft of Canada PT6T-6 Turbo Twin Pac de 1 875 hp, reducido a 1 290 hp
Prestaciones: (con 5 070 kg) velocidad no sobrepasable 240 km/h; velocidad máxima al nivel del mar 196 km/h; velocidad máxima de crucero con armamento 185 km/h; velocidad máxima de ascensión 396 m por min; techo en vuelo estático con efecto de suelo 3 200 m; techo en vuelo estático

sin efecto de suelo (con 4 763 kg) 396 m; duración media de búsqueda, con torpedos Mk 46,3 h 12 min; duración de búsqueda en misión antibuque 615 km; duración máxima del vuelo con depósitos auxiliares 5 h
Pesos: vacío 3 420 kg; en despegue, con dos torpedos Mk 46, 5 070 kg; en despegue, con misiles AS 12, 4 973 kg; en despegue para misión de rescate 4 937 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 14,63 m; diámetro del rotor de cola 2,59 m; longitud del fuselaje 14,02 m; altura 4,40 m; área del disco del rotor principal 168,15 m^2
Armamento: (en cometido antisubmarino) dos torpedos Mk 44 o Mk46, (en misión antibuque) hasta cuatro misiles AS.12
Usuarios: Irán, Italia, Perú, España, Turquía, Venezuela y otros



El prototipo civil de exhibición Agusta-Bell AB 212ASW da una idea sobre el amplio equipo instalado en este modelo: radar de seguimiento, torpedos y gran cantidad de otros aparatos, entre los que se incluye el sonar (foto Agusta).

Agusta-Sikorsky: ver Sikorsky

Ahrens AR 404

Historia y notas

El prototipo del cuatrimotor **Ahrens AR 404,** transporte para cometidos generales, voló por primera vez en Oxnard, California, el 1 de diciembre de 1976, al cabo de menos de dos años de iniciarse su diseño. Se llevaron a cabo planes para su fabricación en Puerto Rico, cediendo el gobierno local los fondos para el proceso de homologación y para la fabricación de un pedido inicial de 18 aviones. El primero de estos aviones, construido enteramente en Puerto Rico, voló el 26 de octubre de 1979, uniéndose al prototipo en el programa para la obtención de la homologación bajo las reglas FAR 25. Esta homologación es esperada para enero de 1982.

Los planes de producción de la Ahrens, en caso de homologación satisfactoria, prevén la entrega de 12 a 16 aviones en 1982, seguidos de 24 a 30 aviones en 1983. Se han recibido en la compañía ya más de 100 cartas con propuestas de compra, y se han adjudicado ya plazos de entrega provisionales. Más de la mitad de la producción prevista es para usuarios norteamericanos, y el resto clientes de todas las partes del mundo.

Se prevén dos tripulantes en la cabina de mando, más un máximo de 30 pasajeros en una configuración de 2 + 1, separados por un pasillo central. El equipaje será transportado en un contenedor posterior de 4,53 m^3. En su cometido de transporte de carga, el AR 404 podrá transportar cuatro contenedores estándar D-3. En el fuselaje posterior se ha previsto una puerta, una de cuyas secciones sirve de rampa para la carga. Esta puerta es operable en vuelo, permitiendo la descarga de suministros.

El prototipo del Ahrens AR 404 fue diseñado por una compañía estadounidense, y ampliamente financiado por el Gobierno de Puerto Rico.





El Ahrens AR 404 es un diseño estudiado cuidadosamente, que combina la utilidad y la versatilidad con unos costes operacionales bajos. Su fuselaje puede acomodar pasajeros o carga (sobre «pallets» o en contenedores) y la carga/descarga queda facilitada por su rampa trasera (foto Austin J. Brown).

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte de pasajeros, o para cometidos generales, de 30 plazas
Planta motriz: cuatro turboprop Allison 250-B17B de 420 hp
Prestaciones: velocidad máxima a 1 525 m, 352 km/h; velocidad de crucero, a 1 525 m, 314 km/h; techo de servicio 5 500 m; autonomía 2 234 km
Pesos: vacío 4 309 kg; máximo en despegue 7 938 kg
Dimensiones: envergadura 20,12 m; longitud 16,08 m; altura 5,64 m; superficie alar 39,20 m^2

Aichi B7A Ryusei

Historias y notas

La necesidad de un gran torpedero bombardero en picado embarcado en nuevos y mayores portaviones fue el motivo de que la Armada Imperial Japonesa preparase en 1941 las especificaciones técnicas correspondientes a un avión que sustituyese al Nakajima B6N y al Yokosuka D4Y. Dado que estas especificaciones preveían una carga interior de bombas de hasta 500 kg o el transporte de 800 kg de torpedos en el exterior, con altas velocidades y una gran autonomía, resultaba esencial un motor de gran potencia. La Armada seleccionó uno que, virtualmente, era un motor experimental para este cometido: el Nakajima Homare 11 radial de doble línea, que desarrollaba 1 800 hp.

Aichi empezó a trabajar sobre estas especificaciones y su prototipo **AM-23** voló a mediados de 1942. Este gran avión, llamado entonces **Bombardero experimental 16 Shi de ataque para portaviones de la Armada (Aichi B7A1),** era un monoplano de ala media con una configuración en diedro negativo, disposición elegida para que las patas del tren de aterrizaje retráctil con rueda de cola, montadas en los «codos» de cada ala, fueran lo más cortas posible. Una sección de cada uno de los paneles exteriores de las

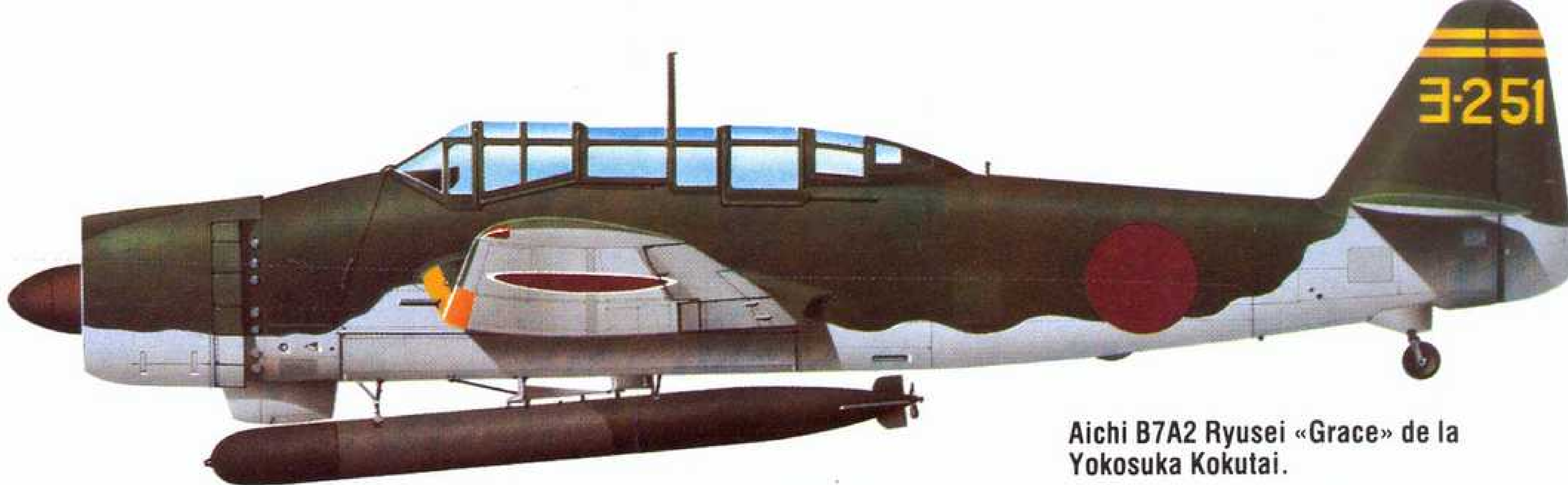
alas se doblaba para su almacenamiento o transporte. El fuselaje y la cola eran de tipo convencional; el primero disponía de acomodo para una tripulación de dos personas. Como era previsible, la combinación de problemas relativos al fuselaje, más los inconvenientes de la puesta en marcha del nuevo motor, supusieron casi dos años hasta que el modelo pudo ser puesto en producción bajo el nombre de **Bombardero de ataque para portaviones de la Armada Ryusei** (Estrella que dispara), o **Aichi B7A2.** Aparte de 9 prototipos B7A1, la Aichi solamente acabó 80 unidades hasta el momento en que su factoría quedó destruida, en mayo de 1945, a causa de un importante terremoto: el Arsenal Naval del Aire, en Omura, construyó 25.

Cuando entró en servicio este avión, que fue llamado por los Aliados por el nombre en clave «Grace», la Armada japonesa ya no disponía de ningún portaviones desde el que pudiese operar; por ello tuvo que ser empleado de forma limitada desde bases terrestres.

Variantes

Aichi B7A2 Experimental: único ejemplar de B7A2 propulsado por un motor radial Nakajima Homare 23 de 2 000 hp

Aichi B7A3: versión en proyecto, que tenía que haber sido propulsada por un motor radial Mitsubishi MK9A de 2 200 hp



Aichi B7A2 Ryusei «Grace» de la Yokosuka Kokutai.

Especificaciones técnicas

Aichi B7A2

Tipo: bombardero en picado y torpedero embarcado

Planta motriz: un motor radial Nakajima NK9C Homare 12 de 1 825 hp

Prestaciones: velocidad máxima, a 6 550 m, 565 km/h; ascensión hasta 4 000 m en 6 min 55 seg; techo de servicio 11 250 m; autonomía máxima 3 040 km

Pesos: vacío 3 810 kg; máximo en despegue 5 625 kg

Dimensiones: envergadura 14,40 m; longitud 11,49 m; altura 4,075 m; superficie alar 35,40 m²

Armamento: (en las últimas series B7A2) dos cañones de 20 mm tipo 99 modelo 2 instalados en las alas y una ametralladora de 13 mm tipo 2 montada sobre soporte articulado situada en la parte posterior de la cabina, además de un torpedo de 800 kg, o carga similar de bombas



Aunque hubiera jugado un importante papel si la Armada Imperial Japonesa contara todavía con portaviones, el Aichi B7A apareció demasiado tarde y no pudo competir con el potencial aéreo de los Aliados (foto Koku Fan).

Aichi D1A

Historia y notas

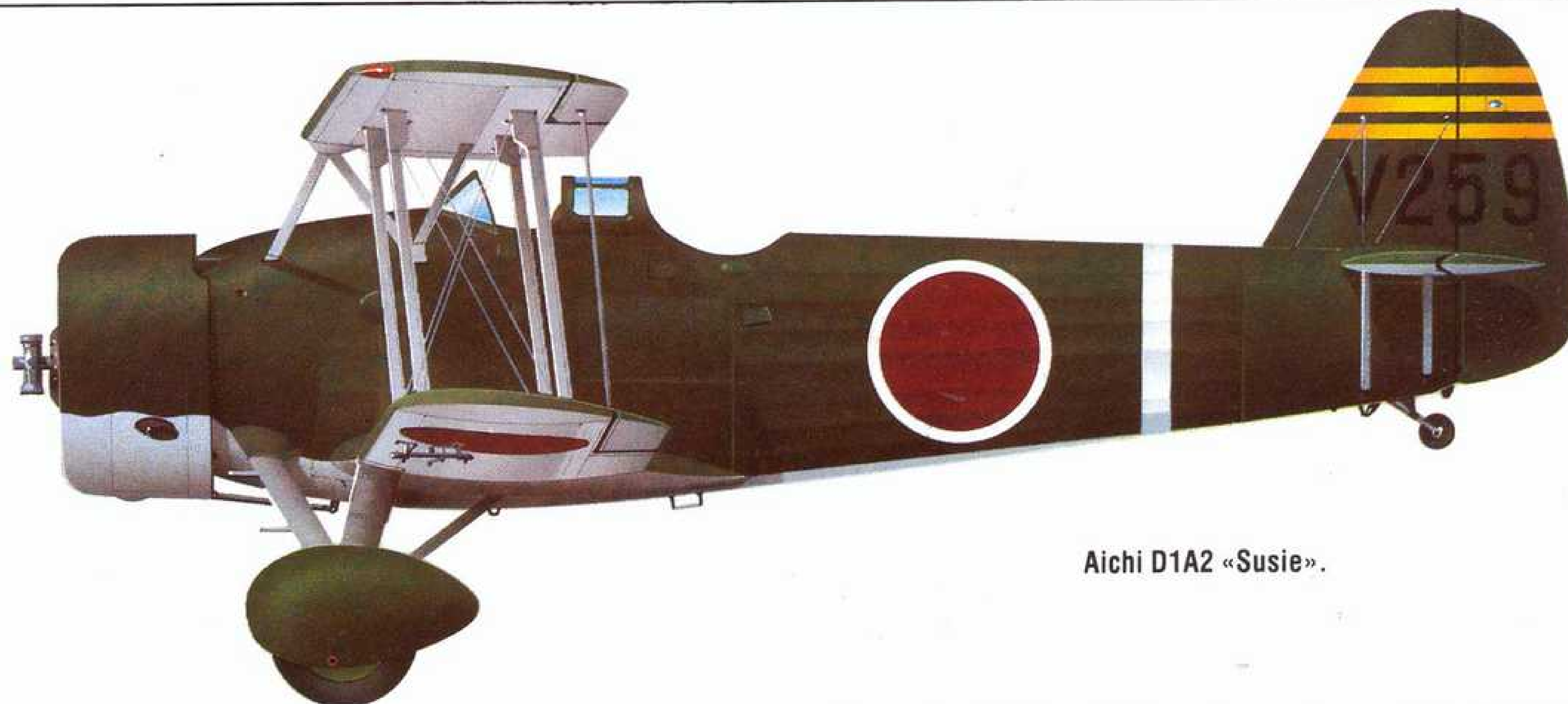
La Aichi Tokei Denki Kabushiki Kaisha, que se convertiría durante la II Guerra Mundial en una importante compañía proyectista y constructora de aviones, había sido fundada en Japón, en 1899, como fabricante de equipos eléctricos y de relojes. Inició la fabricación de aeroplanos en 1920, y se convirtió principalmente en suministradora de aviones navales aunque, antes de iniciarse la guerra, había producido ya algunos modelos civiles.

Al igual que otras muchas compañías japonesas, que se dedicaban inicialmente a la construcción de aviones bajo licencia, como primer paso para adquirir la experiencia que les permitiese la eventual creación de diseños propios, la Aichi estableció relaciones comerciales con la Ernst Heinkel Flugzeugwerke alemana. A principios de 1931, la Armada Imperial Japonesa convocó un concurso para bombardero en picado biplaza con base en portaviones, y la Aichi solicitó de la Heinkel que proyectara y construyera un avión que se ajustase a las especificaciones requeridas, y que fuese capaz de operar tanto con flotadores como con tren de aterrizaje. El prototipo **Heinkel He 50** resultante voló en verano de 1931 provisto de flotadores dobles. Una segunda versión, dotada de tren de aterrizaje, fue entregada a Aichi bajo la denominación para la exportación **He 66** y, a lo largo de las pruebas, la compañía empezó a modificar el modelo para ajustarlo con más exactitud a las especificaciones.

Básicamente, el He 66 era un biplano de dos cabinas, de construcción metálica con cubierta de tela. El empenaje arriostrado era de tipo convencional, y el tren de aterrizaje disponía de patín de cola fijo. Tal como había sido suministrado, estaba propulsado por un motor radial Siemens SAM-22B (Jupiter VI) de 490 hp. Las modificaciones llevadas a cabo por la Aichi consistieron en el reforzamiento del tren de aterrizaje, y en la instalación de un motor radial Nakajima Kotobuki 2 Kai 1 de 560 hp. Con esta disposición, el **Bombardero Aichi Especial** superó en las pruebas a los prototipos rivales de la Nakajima y la Yokosuka, y se inició su fabricación bajo la denominación **Bombardero para portaviones de la Armada tipo 94 (Aichi D1A1)**. Las unidades de serie, de las que se fabricaron 162, tenían cubierto el motor radial por medio de un anillo Townend, con otras modificaciones tales como la introducción de alas ligeramente en flecha, y la sustitución del patín de cola por una rueda de cola no orientable. Los últimos 44 disponían de motores Kotobuki 3 de 580 hp.

En 1936-37 apareció el modelo mejorado **Aichi D1A2 (Bombardero para portaviones de la Armada tipo 96)**, propulsado por motor radial Nakajima Hikari 1 más potente, que incorporaba, además, un carenado del motor NACA, ruedas carenadas y parabrisas mejorados. La fabricación en serie de esta versión alcanzó la cifra de 428 unidades. Ambas versiones entraron en acción durante el segundo conflicto Chino-Japonés; un D1A2 hundió el cañonero fluvial USS *Panay* en el río Yang-tse, el 12 de diciembre de 1937, durante la evacuación de Nankín, hecho que provocó un conflicto internacional.

Sólo una pequeña cantidad de D1A1 continuaban todavía en servicio, como unidades de entrenamiento,



Aichi D1A2 «Susie».



A pesar de haber sido un arma útil durante la guerra Chino-Japonesa, el Aichi D1A estaba obsoleto en el momento del ataque japonés contra los Aliados en el Pacífico.

al producirse el ataque japonés a Pearl Harbor, el 7 de diciembre de 1941. Cerca de 70 D1A2 se hallaban entonces en servicio como unidades de segunda fila; los aliados les designaban bajo el nombre en código de «Susie».

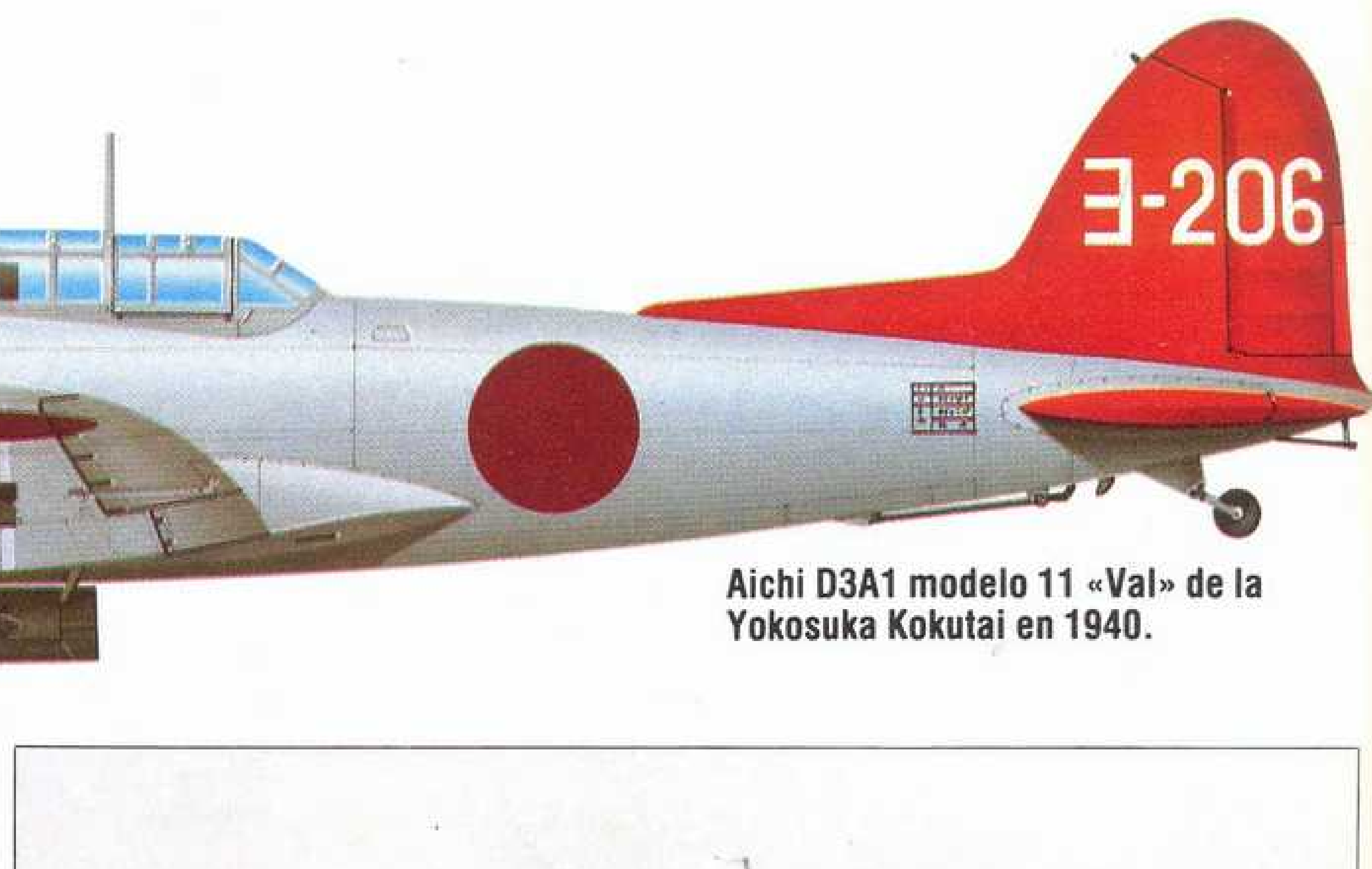
Especificaciones técnicas
Aichi D1A2
Tipo: bombardero en picado biplaza con base en portaviones
Planta motriz: un motor radial Nakajima Hikari 1 de 730 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 3 200 m, 310 km/h; velocidad de crucero, a 1 000 m, 220 km/h; trepada hasta los 3 000 m en 7 min 50 seg; techo de servicio 7 000 m; autonomía 930 km
Pesos: vacío 1 516 kg; máximo en despegue 2 610 kg
Dimensiones: envergadura 11,40 m; longitud 9,30 m; altura 3,41 m; superficie alar 34,70 m²
Armamento: dos ametralladoras fijas y una articulada tipo 92 de 7,7 mm, además de una bomba de 250 kg y dos de 30 kg

Aichi D3A

Historia y notas
Diseñado para superar al D1A, el **Aichi D3A** llegaría a ser mucho más conocido que su predecesor. Con una configuración de monoplano de ala baja, el prototipo tenía alas elípticas similares a las del Heinkel He 70, un empenaje convencional, y un fuselaje de sección circular. Su construcción era básicamente metálica en su totalidad. El tren de aterrizaje, no retráctil y dotado de rueda posterior, presentaba las patas provistas de un gran carenado aerodinámico; la planta motriz era el mismo motor radial Hikari 1 de 730 hp que había propulsado el D1A2. Las pruebas demostraron que el avión disponía de poca potencia propulsora, mostraba tendencia a efectuar un tonel súbito en los giros de pequeño radio, y sus frenos de picado resultaban ser inefectivos. Para subsanar estas anomalías el segundo prototipo incorporó ya modificaciones, entre las que se pueden citar la mayor envergadura alar, una diferente sección exterior del borde de ataque alar para eliminar el problema del tonel, frenos de picado reforzados, y un motor radial Mitsubishi Kinsei 3 de 840 hp. Con esta disposición demostró ser superior al Nakajima que contendía con él en este concurso, y en diciembre de 1939 se inició su fabricación bajo la denominación **Bombardero para portaviones de la Armada tipo 99 modelo 11 (Aichi D3A1)**.

El avión de serie se diferenciaba del prototipo por ser algo menor de envergadura alar, mejorando su estabilidad direccional al habérsele añadido un largo plano vertical dorsal. Su potencia fue incrementada nuevamente, con la introducción en los primeros modelos de serie de un motor Mitsubishi Kinsei 43 de 1 000 hp. Con esta disposición, el D3A1, finalizó sus pruebas sobre portaviones, y entró en servicio operacional con la Armada en China e Indochina. Un total de 129 bombarderos en picado de este tipo formaron parte de las fuerzas operativas que llevaron a cabo el ataque a Pearl Harbor, y fue una escuadrilla de D3A1 la que hundió el portaviones británico HMS *Hermes* y los cruceros HMS *Cornwall* y HMS *Dorsetshire* en abril de 1942.

Identificado por los aliados bajo el nombre en código «Val», su producción total fue de casi 1 500 D3A en diferentes versiones; de ellos, cerca de 201 unidades fueron fabricadas por Showa. Relegado a tareas de segunda línea durante la segunda mitad de la guerra del Pacífico, este tipo de avión se mantuvo no obstante en servicio desde el principio hasta el fin del conflicto, sirviendo en las últimas fases de la guerra en funciones de *kamikaze* y de entrenamiento.



Aichi D3A1 modelo 11 «Val» de la Yokosuka Kokutai en 1940.



Aunque en los inicios de la II Guerra Mundial el Aichi D3A fue un arma eficaz, pronto se convirtió en obsoleto dadas sus limitadas prestaciones.

Variantes
Aichi D3A2 modelo 12: prototipo de una versión mejorada, dotada de un motor Mitsubishi Kinsei 54 de 1 300 hp, con mayores depósitos de combustible, techo de la cabina posterior mejorado y buje carenado en la hélice (sólo se construyó un ejemplar)
Aichi D3A2 modelo 22: versión de serie del anterior; máxima velocidad, a 6 200 m, 430 km/h; techo de servicio 10 500 m; peso vacío 2 570 kg, y peso máximo en despegue 3 800 kg (se construyeron en total 1 016 unidades)
Aichi D3A2-K: versión de entrenamiento, por conversión de los modelos D3A1/2

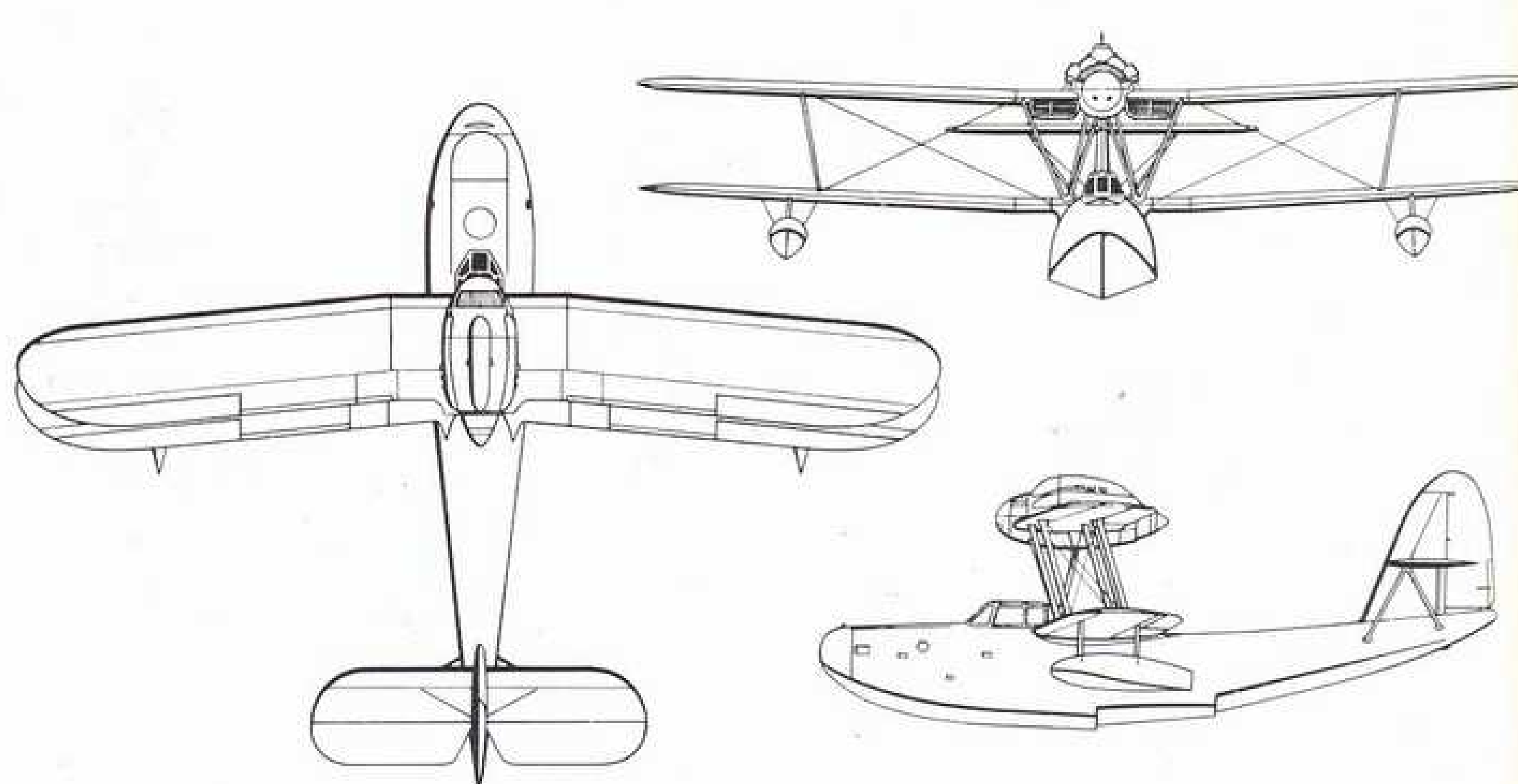
Especificaciones técnicas
Aichi D3A (últimos ejemplares de producción)
Tipo: bombardero en picado biplaza con base en portaviones o en tierra
Planta motriz: un motor radial Mitsubishi Kinsei de 1 070 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 3 000 m, 385 km/h; velocidad de crucero, a 3 000 m, 295 km/h; trepada hasta los 3 000 m en 6 min 25 seg; techo de servicio 9 300 m; autonomía 1 470 m
Pesos: vacío 2 408 kg; máximo en despegue 3 650 kg
Dimensiones: envergadura 14,365 m; longitud 10,195 m; altura 3,847 m; superficie alar 34,90 m²
Armamento: dos ametralladoras tipo 97 de 7,7 mm de fuego frontal y una ametralladora tipo 92 de 7,7 mm sobre soporte articulado situada en la cabina posterior, además de una carga ofensiva consistente en una bomba de 250 kg y dos de 60 kg

Aichi E 11A

Historia y notas
El Aichi E11A1, hidroavión para reconocimiento nocturno, conocido por los Aliados por el nombre en código de «Laura», realizó su primer vuelo en forma de prototipo en junio de 1937. Compitiendo contra el Kawanishi E11K1, demostró ser capaz de unas prestaciones superiores, por lo que se inició su fabricación bajo la denominación **Hidroavión de reconocimiento nocturno de la Armada tipo 98**. Con una configuración de biplano, su casco de dos redientes disponía de una cola arriostrada, con el empenaje y los timones de profundidad situados a la mitad de la deriva. Tenía previsto acomodo para tres tripulantes, más un puesto al aire en proa, que podía ser utilizado para las maniobras en el agua, como amarrar a una boya, y también para la instalación eventual de una ametralladora de defensa. Para aumentar su estabilidad en el agua se habían montado flotadores de balance, debajo y cerca de cada una de las puntas del plano inferior. La planta motriz consistía en un motor de cilindros en línea Hiro tipo 91 modelo 22, montado en la sección central del plano superior, que propulsaba una hélice provista de buje carenado.

La producción total del E11A1 alcanzó la cifra de sólo 17 aparatos, que jugaron un papel muy limitado en las primeras fases de la guerra.

Especificaciones técnicas
Tipo: hidroavión para reconocimiento nocturno
Planta motriz: un motor en línea Hiro tipo 91 modelo 22 de 620 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 2 400 m, 215 km/h; velocidad de crucero 130 km/h; trepada hasta los 3 000 m en 18 min 30 seg; techo de servicio 4 425 m; autonomía 1 945 km
Pesos: vacío 1 927 kg; máximo en despegue 3 300 kg
Dimensiones: envergadura 14,50 m; longitud 10,70 m; altura 5,50 m
Armamento: una ametralladora tipo 92 de 7,7 mm sobre soporte articulado, montada en la cabina de proa



El Aichi E11A fue un oscuro hidroavión de reconocimiento conocido por los aliados por el nombre en código de «Laura», construido en series limitadas durante 1941 y 1942.

Blitzkrieg en Europa

La Luftwaffe, gestada en la clandestinidad en los años veinte y principios de los treinta, demostró por primera vez su eficacia en la Guerra Civil española, y desde entonces se organizó como un poderoso apoyo táctico al Ejército de Tierra, en previsión de los días decisivos que empezarían con la invasión de Polonia en 1939.

«He hecho todo lo posible, en los últimos años, para hacer de nuestra Luftwaffe la mayor y más poderosa fuerza aérea del mundo. La creación del gran Reich alemán ha sido en gran parte posible gracias al poderío y a la constante disponibilidad de nuestras Fuerzas Aéreas. Nacidas del espíritu de los aviadores alemanes en la I Guerra Mundial, e inspiradas en la fe en nuestro Führer y comandante en jefe, las Fuerzas Aéreas alemanas de hoy están dispuestas a cumplir toda orden del Führer con la velocidad del rayo y un vigor jamás soñado.»

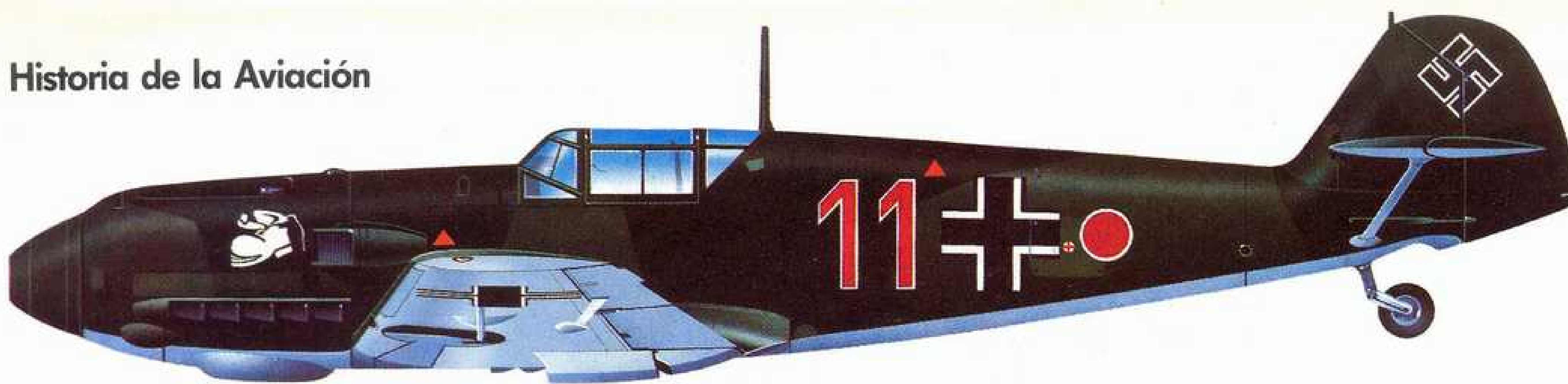
Así rezaba el texto de la orden del día dirigida a las unidades de la Luftwaffe alemana a comienzos de agosto de 1939 por su comandante en jefe, el Generalfeldmarschall Wilhelm Hermann Goering. Sus palabras traslucían la enorme confianza que la nación alemana depositaba en la Luftwaffe en los albores de la II Guerra Mundial.

Desde el mismo día de su fundación oficial, el 1.° de marzo de 1935, la Luftwaffe aumentó su poderío hasta llegar en agosto de 1939 a un total de 3 750 aviones de combate, de los cuales unos 1 100 eran cazas monomotores, y unos 1 200, bombarderos bimotores de alcance intermedio. La fuerza contaba con el respaldo de una pequeña reserva del 10 al 25 % del total de primera línea, más 2 700 aviones de entrenamiento, 600 aviones de transporte y una organización de entrenamiento que oscilaba normalmente entre los 10 000 y los 15 000 pilotos por año.

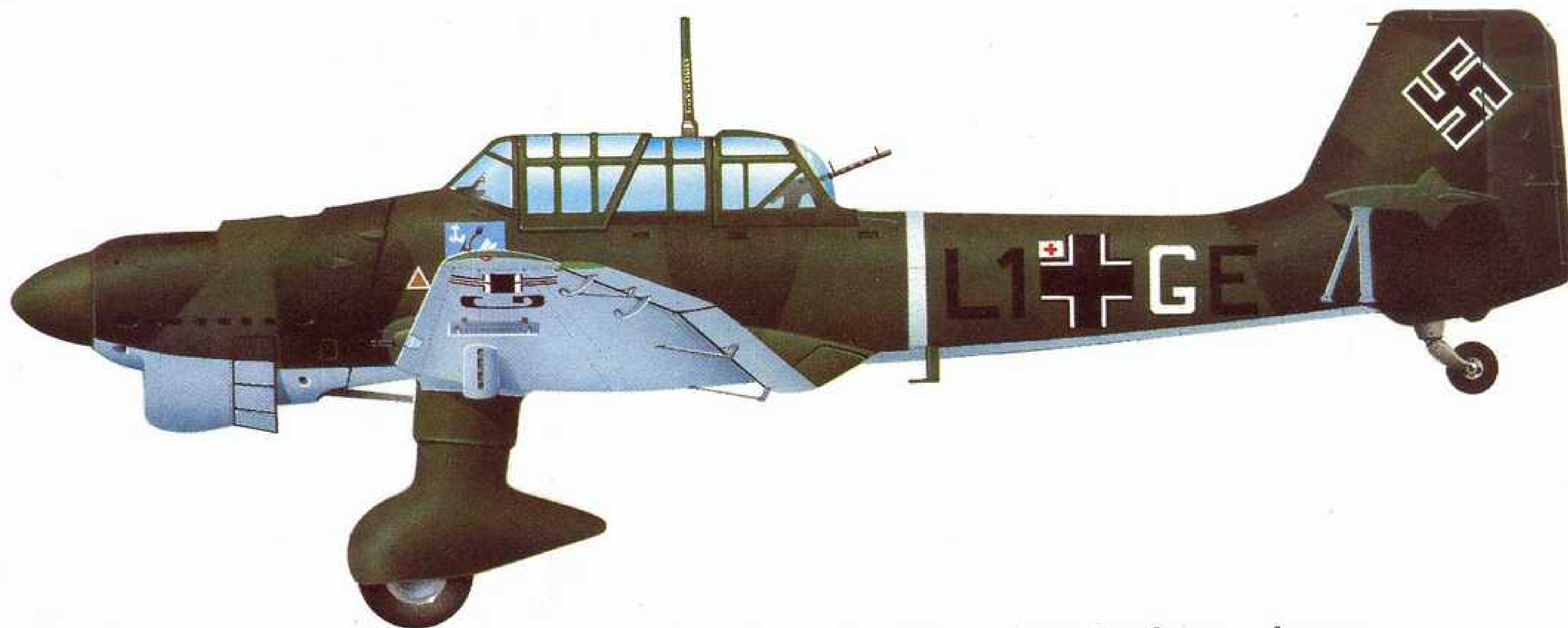
Tal vez el capital más valioso de la Luftwaffe en 1939 fuera precisamente su juventud. En



Un bombardero medio Junkers Ju 88A-5, con un par de bombas subalares SC 250 de 250 kg, prepara el despegue. El Ju 88 demostró ser un avión de extraordinaria versatilidad, con una estructura capaz de resistir importantes daños (foto MARS).



Messerschmitt Bf 109E-3 del IV Gruppe de la Jagdgeschwader 51. Esta variante apareció muy poco después de la campaña polaca, pero apenas se diferenciaba de los cazas Bf 109E-1 y E-1/B que equiparon las unidades de cazas desplegadas en esa campaña.



Junkers Ju 87B-1 del Gruppe Stab (plana mayor) del IV (Stuka) Gruppe de la Lehrgeschwader 1. Se trataba de una unidad teóricamente de entrenamiento operativo y exhibición, pero que se utilizó como formación de combate convencional.

su concepción como fuerza de combate, estaba libre de los prejuicios y las tradiciones que entorpecían a los más antiguos servicios aéreos de sus adversarios. En tanto que arma aérea independiente, la Luftwaffe dependía directamente del Oberkommando der Wehrmacht (Alto Mando de las Fuerzas Armadas), y por consiguiente del propio Hitler, a través de la persona de Goering en su calidad de Oberbefehlshaber der Luftwaffe (comandante en jefe de la Luftwaffe). En consecuencia, las Fuerzas Aéreas no debían obediencia al Ejército, como era el caso de varias otras fuerzas aéreas. Y sin embargo, la concepción de la Luftwaffe en el pensamiento militar alemán era la de una herramienta esencial de los ejércitos en el campo de batalla, como fuerza aérea eminentemente táctica; en tiempo de guerra, su misión consistía en apoyar al ejército alemán en la ofensiva.

Hacia 1939, la teoría táctica alemana se basaba en los principios del mayor general J.F.C. Fuller y del capitán B.H. Liddell Hart. Durante los años de la sangrienta estabilización de los frentes en la I Guerra Mundial, estos dos oficiales británicos habían propugnado la adopción de un nuevo concepto de guerra inspirado en las tácticas de velocidad y choque. La clave de la victoria en el campo de batalla, tal como lo veían Fuller y Liddell Hart, era la movilidad del ejército sobre el terreno, en oposición a una guerra estática de posiciones fortificadas, trincheras, ametralladoras, minas y hectáreas de alambrada de púas. La movilidad del ejército se apoyaba primordialmente en los carros de combate, apoyados en tierra por la infantería motorizada, y desde el aire por la fuerza aérea táctica. Por una ironía del destino, fueron los alemanes quienes adoptaron esta teoría militar «revolucionaria» de la guerra y quienes tradujeron la teoría en práctica en la forma de Blitzkrieg (guerra relámpago).

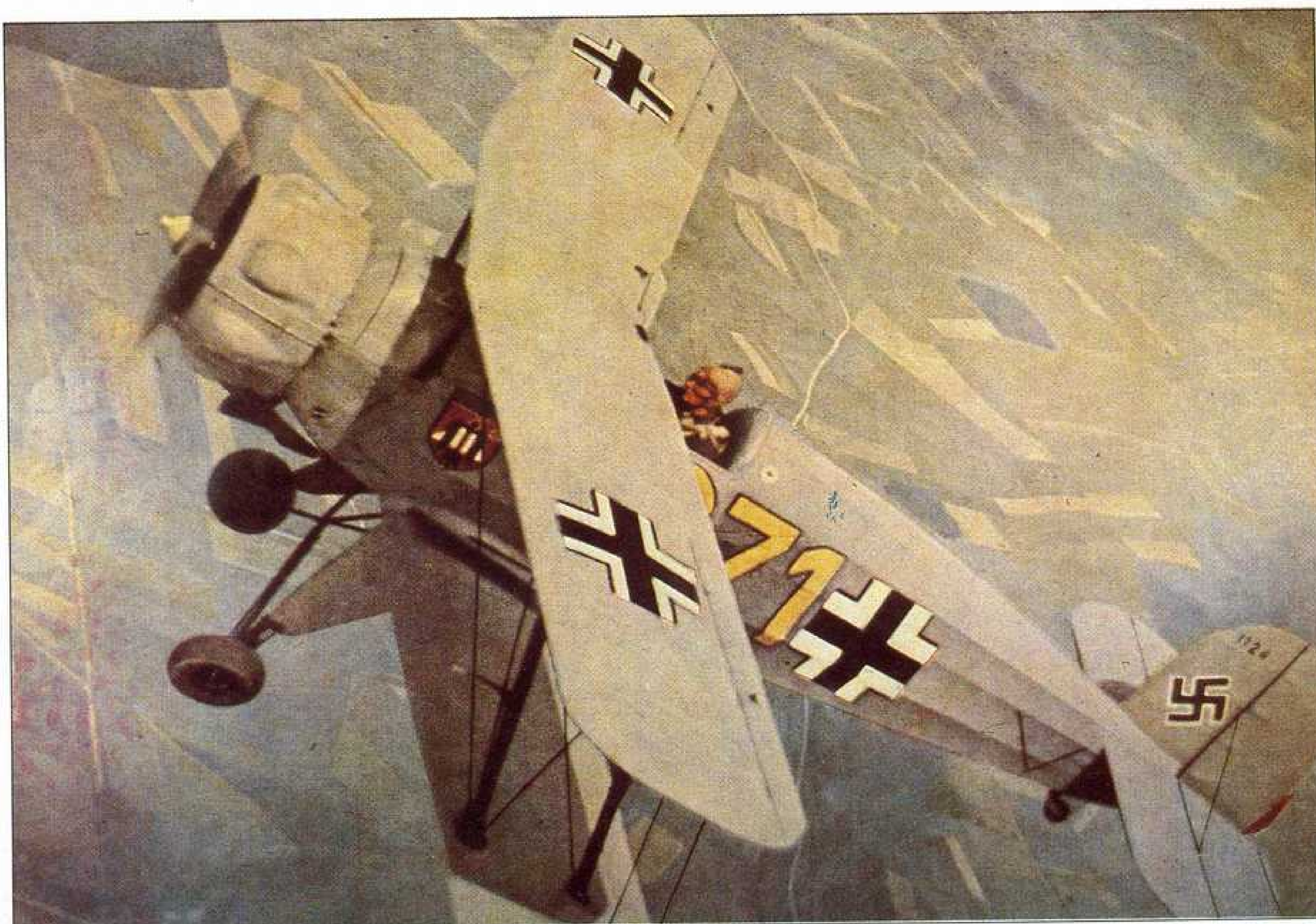
Experiencia de combate

Durante los años anteriores al estallido de la II Guerra Mundial, la joven Luftwaffe no perdía ninguna oportunidad de adquirir práctica y experiencia de combate. A partir de agosto de 1936, un destacamento de la Luftwaffe, la Legión Cóndor, luchó en España en el bando nacional del general Franco. Aquí probó la Luftwaffe sus aviones de combate, sus bombas y armamento en general, mientras las tripulaciones adquirían una experiencia de primera mano en problemas tácticos tales como el ataque a tierra, bombardeo en picado, bombardeo de largo y medio alcance, técnicas de caza contra caza y uso del transporte logístico por aire. Además de sus experiencias en España, la Luftwaffe participó en los incruentos golpes políticos de 1938: en marzo de este año, 400 aviones alemanes, principalmente Heinkel He 111, Junkers Ju 52/3m y Junkers Ju 86, tomaron parte en la anexión nazi de Austria. La demostración de fuerza realizada incluyó salidas de más de 160 transportes de tropas, que llevaron batallones enteros a Viena, Linz y Graz-Thalerhof. Para el Kampfgruppe zur besonderen Verwendung 1, equipado con Junkers Ju 52/3m de transporte, las operaciones del 13 de marzo fueron el inicio de otras muchas en las que tropas, armamentos, combustible y equipos de comunicaciones se trasladaban a toda velocidad para respaldar las operaciones en tierra.

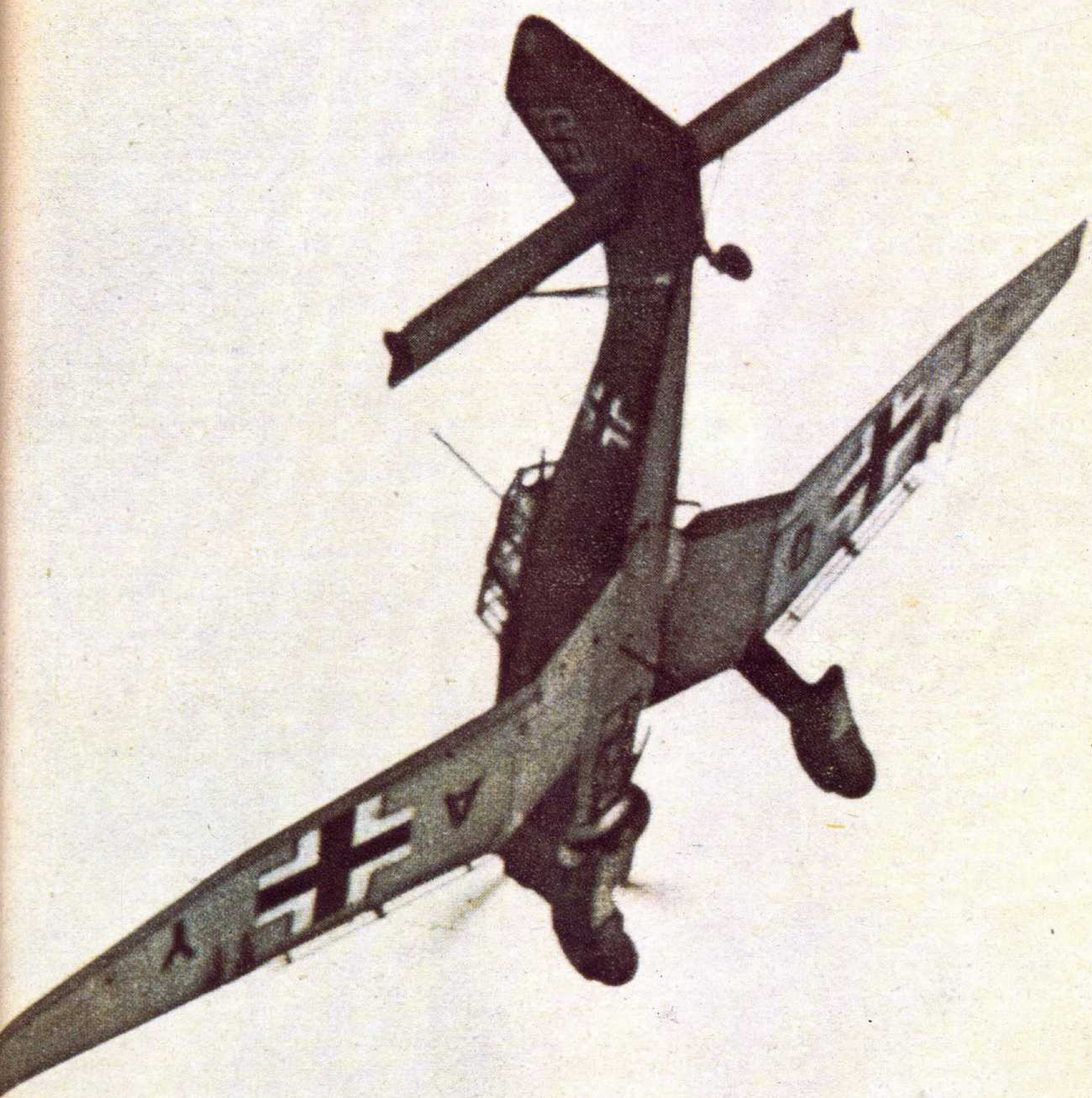
Conflicto inevitable

Después de los acuerdos de Munich de setiembre de 1938, según los cuales se cedía a la Alemania nazi el área checoslovaca de los Sudetes, la guerra se convirtió en Europa en algo inevitable: y la Luftwaffe se encontraba en una posición adecuada para beneficiarse del periodo de calma subsiguiente y aprovecharlo para acelerar su programa de reequipamiento y la reorganización de su estructura de mando. El 15 de marzo de 1939 se puso de nuevo en acción. En esta ocasión, la Luftwaffe utilizó más de 500 aviones como apoyo a la invasión alemana a Checoslovaquia. Las operaciones estuvieron a cargo de la Luftflotte II (ge-

Gran parte del entrenamiento de la Luftwaffe se realizó en aviones de diseño Bücker, sobre todo en el Bü 133 Jungmeister (Joven campeón), que aquí se ilustra. Se trataba de un monoplaza con gran capacidad acrobática, muy adecuado para el entrenamiento avanzado (foto John McClancy Collection).



A la derecha, el Stuka en una posición clásica, tras soltar su racimo de bombas y justo antes de reiniciar el ascenso después de una profunda caída en picado. Subrayaban el terrorífico aspecto del avión las sirenas «Trompetas de Jericó» montadas en el carenado del tren de aterrizaje (foto MARS).



neral Ulrich Felmy), Luftflotte III (general Hugo Sperrle) y Luftflotte IV (teniente general Alexander Löhr); esta última unidad, formada por contingentes austriacos, constituía un reciente agregado a las fuerzas de la Luftwaffe. Las Fuerzas Aéreas Checas contaban con unos 556 aviones de primera línea y una fuerza total de 1 200. Pero la propaganda nazi, respaldada por la abrumadora fuerza militar alemana, atemorizó al gobierno checo. No hubo resistencia, y el país pasó a ser el Reichsprotektorat de Bohemia y Moravia. Inmediatamente después de la ocupación de Checoslovaquia, la diplomacia alemana tendió sus hilos para posibilitar un pacto de no agresión con la URSS (que se firmó el 23 de agosto de 1939) mientras las tropas alemanas se movilizaban contra Polonia en el Corredor de Danzig y el acceso alemán a la Prusia Oriental por el Corredor Polaco.

Ya el 3 de abril de 1939, Hitler exponía a la Wehrmacht sus planes para someter Polonia, en una comunicación secreta llamada *Fall Weiss* (plan blanco), en la que decía: «La tarea de la Wehrmacht es destruir las fuerzas armadas polacas. A este fin debe prepararse y llevarse a cabo un ataque por sorpresa.» Más adelante, el Führer ordenó que se completasen los preparativos a fin de estar en condiciones de poner en marcha el Fall Weiss en cualquier momento a partir del 1.º de setiembre. Esa fecha iba a ser el día señalado.

La efectividad del Ju 87 como arma de apoyo inmediato no estribaba sólo en su capacidad para lanzar las bombas con gran exactitud, sino también en su velocidad de respuesta (foto MARS).



Guerra de verdad

A las 4.45 (hora de Europa Central) del 1.º de setiembre de 1939, sin previa declaración de guerra, las fuerzas de aire y tierra de la Wehrmacht irrumpieron hacia el este a través de la frontera polaca, movilizando unas 55 divisiones, incluidas las reservas. El Grupo de Ejércitos del Norte (al mando del capitán general Fedor von Bock), con el 3.º y 4.º Ejércitos, atacó desde Pomerania y Prusia Oriental para caer sobre los ejércitos polacos del Pomorze (la Pomerania polaca) y Modlin, a través del Vístula. Al mismo tiempo el capitán general Gerd von Rundstedt, al mando del Grupo de Ejércitos del Sur, compuesto por el 8.º, 10.º y 14.º Ejércitos, atacó desde la frontera del río Warthe, Silesia y Eslovaquia, a los ejércitos polacos de Lodz, Cracovia y los Cárpatos. El peso principal de la ofensiva recayó en el 10.º Ejército, que atacó entre Zawiercie y Wielun en dirección a Varsovia, apoyó el cruce del Vístula y, en cooperación con el Grupo de Ejércitos del Norte, destruyó la resistencia polaca en el sector occidental. El 14.º Ejército cubrió el flanco derecho con apoyo blindado, mientras el 8.º Ejército protegía el flanco izquierdo entre Poznan y Kutno. La tarea del Grupo de Ejércitos del Norte consistía en establecer comunicaciones con Prusia Oriental y atacar hacia el sudeste en dirección a Varsovia, destruyendo la resistencia polaca en el Vístula.

Doble objetivo

Se utilizó la capacidad ofensiva de la Luftwaffe para conseguir dos objetivos. El primero era la neutralización de la fuerza aérea polaca en tierra y en el aire. Una vez conseguido ese objetivo, la segunda misión debía ser el apoyo directo y cercano al ejército. Se empleó en la campaña una fuerza de unos 1 580 aviones de primera línea, reteniendo una considerable reserva estratégica en Alemania, en previsión de una eventual intervención de Francia y de Gran Bretaña por el oeste. En el norte, la Luftflotte I del general Albert Kesselring, a la que estaban subordinadas la Fliegerdivision (mayor general Ulrich Grauert), la Lehr-Division (mayor general Foerster) y el Luftwaffenkommando Ost-Preussen (teniente general Wilhelm Wimmer), apoyó al Grupo de Ejércitos de von Bock. La Luftflotte IV de Löhr operó en el sur, desde bases en Silesia al mando de la 2 Fliegerdivision y del Fliegerführer zur besonderen Verwendung (teniente general Bruno Loerzer y teniente general Wolfram, Freiherr von Richthofen, respectivamente). Contra estas tropas concienzudamente entrenadas lucharon las Fuerzas Aéreas Polacas, equipadas con 15 escuadrones de cazas P.Z.L. P.7 y P.11c, 12 unidades de bombardeo y reconocimiento equipadas con P.Z.L.-37, y un número similar de unidades especialmente dedicadas a misiones de cooperación con el ejército. En total, existían unos 150 cazas monomotores y unos 210 bombarderos ligeros listos para operar. Las tripulaciones polacas estaban bien entrenadas y en el combate dieron pruebas de coraje y de gran capacidad de recuperación, pero nada pudo compensar la situación de obsolescencia de sus aparatos. En el término de 48 horas a partir del asalto inicial de la mañana del 1.º de setiembre, apoyado por 1 250 salidas de la Luftflotte I y IV, las Fuerzas Aéreas Polacas fueron aniquiladas, tanto en tierra como en el aire, en una acción eficiente y devastadora.

Próximo capítulo:

Polonia aplastada

Aviones de las Fuerzas Aéreas Polacas

Bien entrenadas y con una moral alta, las Fuerzas Aéreas Polacas estaban en 1939 en un estado material deficiente, pendientes de un importante programa de reequipamiento que debía comenzar poco después. En setiembre de 1939, las Fuerzas Aéreas contaban con unos 433 aparatos de primera línea, divididos entre la Fuerza Aérea transferible (159 aviones) y la Fuerza Aérea de los Ejércitos (274 aviones). Los núcleos principales de la primera eran la brigada de cazas (54 P.Z.L. P.7 y P.11) y la brigada de bombarderos (86 P.Z.L. P.23 y P.37). La Fuerza Aérea de los Ejércitos contaba con 105 cazas y 68 bombarderos. El resto del poder aéreo de los polacos estaba constituido por 84 aviones de observación y 36 de enlace. Durante la campaña fueron empleados 98 nuevos aviones, y 116 sobrevivientes volaron sobre los Cárpatos hacia Rumania el 17 de setiembre. Se perdieron en acción unos 333 aviones polacos, pero los cazas polacos, a su vez, derribaron 116 aviones alemanes de un total de 285 perdidos por la Luftwaffe. En inferioridad numérica y con un material anticuado, los polacos pelearon con gran coraje y tenacidad.



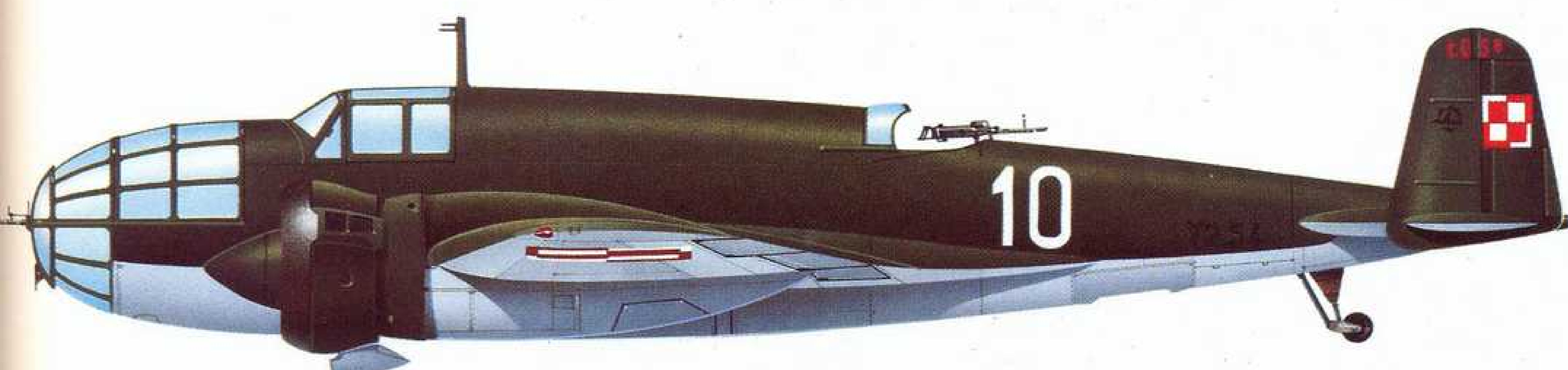
Desde el punto de vista numérico, el caza más importante de que dispusieron los polacos fue el monoplano P.Z.L. P.11 de ala en gaviota, del que se desplegaron 44 aviones en cuatro escuadrones de la brigada de cazas y otros 64 en ocho escuadrones asignados al Ejército de Tierra. Vemos aquí un P.11c, con armamento de cuatro ametralladoras KM Wz 33 de 7,7 mm (dos en el fuselaje y dos en las alas).



El tipo estándar de observación que usaron los polacos fue el monoplano Lublin R-XIII con ala tipo parasol. El 1.º de setiembre se hallaban en servicio unos 49, siete del 16º Escuadrón de la Fuerza Aérea transferible, y los 42 restantes distribuidos en cinco escuadrones de la Fuerza Aérea del Ejército. Sólo 17 consiguieron escapar a Rumania. En la ilustración, un R-XIIID.



El P.Z.L. P. 23 Karas (Carpa) fue el avión de bombardeo y reconocimiento numéricamente más importante en servicio en las Fuerzas Aéreas Polacas. El 1º de setiembre de 1939, la Fuerza Aérea transferible contaba con 50 aviones de este tipo, y la Fuerza Aérea del Ejército, con 68. En la ilustración, un P.23B del 42º Escuadrón, afectado al Ejército del Pomorze.



El P.Z.L. P.37 Los (Alce) fue el avión de combate más avanzado al servicio de los polacos, pero sólo estaban disponibles 36 aparatos en cuatro escuadrones (nos 211 y 212 del Ala X/1, y nos 216 y 217 del Ala XV/1) de la brigada de bombardeo. En la ilustración, un P.37B Los B de doble deriva.

Lightning, pionero del Mach 2

El último avión de caza diseñado en Gran Bretaña fue proyectado al principio como un vehículo de investigación supersónica; sólo más tarde, sus excepcionales prestaciones en trepada y techo de servicio condujeron a su desarrollo como interceptador.

El último caza británico desarrollado según bases puramente nacionales, el BAC Lightning, comenzó su vida como un vehículo de investigación supersónica. Razones económicas condujeron más tarde a su desarrollo como un caza de defensa aérea para la RAF, y en este papel, el Lightning ha destacado gracias a su excepcional capacidad de subida y alto techo. Aunque falto de autonomía, su eficacia en cuanto a defensa puntual mantendrá al Lightning en servicio de primera línea durante años.

El Lightning fue el primer intento serio británico de desarrollar un avión capaz de alcanzar velocidades supersónicas en vuelo horizontal. Su historia se remonta a 1947, sólo dos años después de la guerra, cuando English Electric obtuvo un contrato para estudiar el diseño de un avión de investigación, designado ER.103, que alcanzase Mach 1,5 a gran altitud.

English Electric era un «novato» entre los constructores de aviones británicos. Como su nombre sugiere, era tradicionalmente un fabricante de equipo eléctrico, que se había introducido en la industria aeronáutica en 1938, cuando el Reino Unido trataba de aumentar su poderío ante la amenaza de guerra con Alemania. La factoría de English Electric de Preston, Lancashire, construyó durante la guerra aviones diseñados por otras empresas, y estaba ansiosa por desarrollar sus propios productos, aprovechando los conocimientos tecnológicos y la experiencia adquiridos.

El ingeniero jefe de la división Preston de English Electric era W.E.W. («Teddy») Petter, un brillante diseñador que previamente había sido responsable del avión STOL Westland Lysander de cooperación con el ejército, del cazabombardero bimotor de la misma compañía F.37/35 Whirlwind y del English Electric B.3/45 Canberra. El Canberra fue el primer bombardero a reacción de la Royal Air Force y obtuvo la rara distinción de ser elegido para el servicio en la United States Air Force como Martin B-57.

Mientras los tradicionales expertos británicos en cazas seguían anclados en su rutina, sin prisa por estudiar las agudezas de las alas en flecha y el vuelo supersónico, Petter tenía el incentivo de una factoría que necesitaba trabajo urgente. Hawker construía entonces el Sea Fury con motor de émbolo y desarrollaba el caza a reacción de alas rectas P.1040; Supermarine completaba la producción del Spitfire y desarrollaba el Attacker de alas rectas; Gloster estaba exprimiendo el éxito del caza a reacción Meteor, y de Havilland producía el Vampire. Si alguna vez un recién llegado había de romper el círculo cerrado de los diseñadores británicos de cazas, esta era la ocasión.

Los fundamentos de los cazas con alas en flecha habían sido obtenidos en túneles de viento alemanes durante la guerra, pero el ala en flecha y la «barrera del sonido» continuaban siendo cosas temibles. El avión de investigación supersónica Miles M.52 había



El primer prototipo P.1 (WG760) efectúa su vuelo inaugural el 4 de agosto de 1954, con el jefe de pilotos de prueba de English Electric, «Bea» Beamont, a los mandos. Adviértase la toma de aire ovalada y la planta alar modificada, para probar el borde de ataque acodado y alabeado (foto British Aerospace).

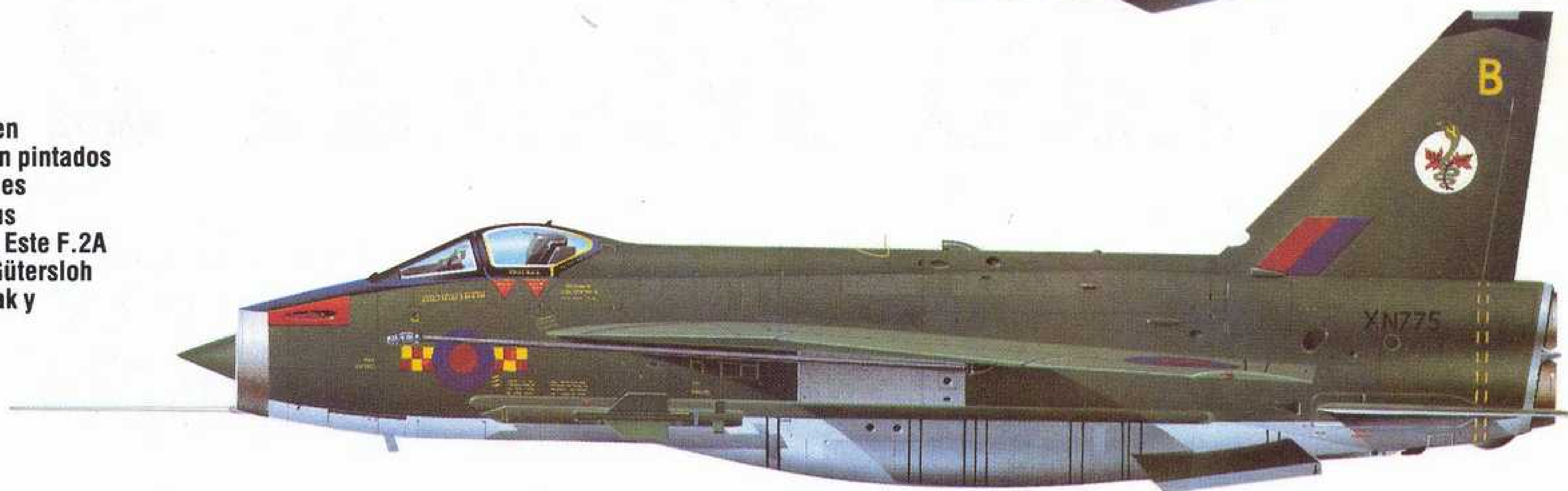


El primero de los tres prototipos P.1B (XA847) en su primer vuelo, el 4 de abril de 1957, con motores Avon 200, radar AI-23, y cabina alzada. Nótese el ala original y la deriva puntiaguda, los dos tubos estáticos pilot y el comparativamente pequeño depósito ventral (foto British Aerospace).

Los Lightning de la RAF lucieron durante algunos años el acabado de metal natural, siendo el camuflado una innovación reciente. Este F.3 apareció así en Wattisham en 1965, con el arlequinado rojo y blanco del 56° Squadron en la deriva.



En servicio tardío con la RAF en Alemania, los Lightning fueron pintados de verde oliva en las superficies superiores para ajustarse a sus operaciones de doble misión. Este F.2A del 92° Sqn. aparecía así en Gütersloh en 1975, con misiles Firestreak y cañones ventrales.



sido desechado en 1946, antes de llegar a volar, simplemente a causa de que el riesgo para el piloto parecía injustificadamente alto.

Las investigaciones alemanas habían demostrado que la flecha hacia atrás del ala podía retrasar y reducir la resistencia de la onda de choque, pero también se sabía que las alas en flecha tendían a la pérdida en los extremos, produciendo cabeceo y desplome de ala. Aviones de escala real con alas en flecha (tales como el Me 163 y Me 262) sólo habían utilizado flechas moderadas, y no habían volado supersónicamente. Estaba todavía por determinar si un avión tripulado podía o no rebasar la velocidad del sonido sin pérdida de control.

Gran Bretaña había igualado a Alemania en el desarrollo de motores a turbina, pero vacilaba en explotar a fondo las posibilidades de la propulsión a reacción; en cambio, EE UU estaba deseoso de tomar la delantera. En octubre de 1947, dos acontecimientos señalaron al resto del mundo qué nación encabezaría en adelante el desarrollo de cazas. A principios de mes, el prototipo XP-86 del North American Sabre efectuó su vuelo inaugural; era el primer caza occidental de alas en flecha de la posguerra, y estaba destinado a convertirse en uno de los mejores aviones de combate de todos los tiempos. El 14 del mismo mes, el avión experimental Bell X-1 movido por cohete, pilotado por «Chuk» Yeager y lanzado desde un B-29 en vuelo, rompió la barrera del sonido en vuelo

Esta fctografía de un Lightning F.3 del 74° Sqn. permite observar los misiles Firestreak y la planta alar original, con borde de ataque recto sin alabeo. En 1966 los F.3 fueron reconvertidos al estándar F.6 (foto British Aerospace).

horizontal, alcanzando una velocidad de Mach 1,06 a pesar de sus alas, rectas y de un espesor relativo del 10 %. Mientras Gran Bretaña abandonaba su programa de investigación supersónica, EE UU continuó con su serie X-1, que llegaría a alcanzar Mach 2,42, a 21 335 m, en diciembre de 1953. La importancia de las perspectivas abiertas al otro lado del Atlántico (el X-1 había hecho su primer vuelo el 9 de diciembre de 1946), llevaron al Ministerio Británico de Abastecimientos a conceder a English Electric un contrato de estudio para el ER.103, vehículo de investigación a Mach 1,5 en mayo de 1947. En los dos años siguientes, el proyecto fue concretándose en el F23/49, todavía un avión experimental, pero con cañones y sistema de puntería, para investigar la practicabilidad de la velocidad supersónica para aviones militares. Estas fueron las bases sobre las que English Electric produjo el diseño del avión experimental P.1, que eventualmente condujo al caza Lightning.

La ecuación empuje/resistencia

Para conseguir mejoras importantes en las prestaciones, Petter diseñó un avión con mucha potencia y muy poca resistencia al avance. En nuestros días, la poscombustión (denominada entonces en Gran Bretaña «recalentamiento») es algo común, pero cuando se empezó el diseño del ER.103 faltaban todavía años para su invención. Todo lo que Petter pudo hacer fue instalar el máximo de empuje en una célula razonablemente pequeña, usando dos de los más potentes motores entonces en proyecto. Se estaban desarrollando los motores Amstrong Siddeley Sapphire y Rolls-Royce Avon, ambos turborreactores de flujo axial, proporcionalmente más estrechos que los motores de flujo centrífugo instalados en el Meteor y el Vampire. Petter decidió comenzar con un par de Sapphire, que no presentaban los problemas de trepidación del Avon.

Para disminuir el área frontal, los dos motores se acoplaron uno encima del otro, con lo que quedaron efectivamente «escondidos» tras el piloto. Esta disposición vertical nunca se había utilizado antes, aunque se empleó una estructura parecida en el fracasado Sukhoi Su-15, que voló en enero de 1949 (no confundir con el Su-15 «Flagon», que voló por primera vez a mediados de los sesenta).

Una vez resuelta la disposición de los motores para proporcionar un fuselaje aerodinámicamente esbelto, el siguiente paso fue diseñar un ala de resistencia mínima. Petter lo consiguió utilizando el máximo ángulo de flecha, de 60° en el borde de ataque. La planta alar era así similar a la delta clásica, con una doble muesca en el borde de fuga.

Esta flecha permitía una moderada relación cuerda/espesor (5 %) proporcionando un adecuado volumen de combustible (a diferencia de la relación de 3,3 % del Lockheed F-104 Starfighter, por ejemplo) y espacio suficiente para alojar el tren de aterrizaje principal. Sin embargo, resultó también una estructura alar extre-

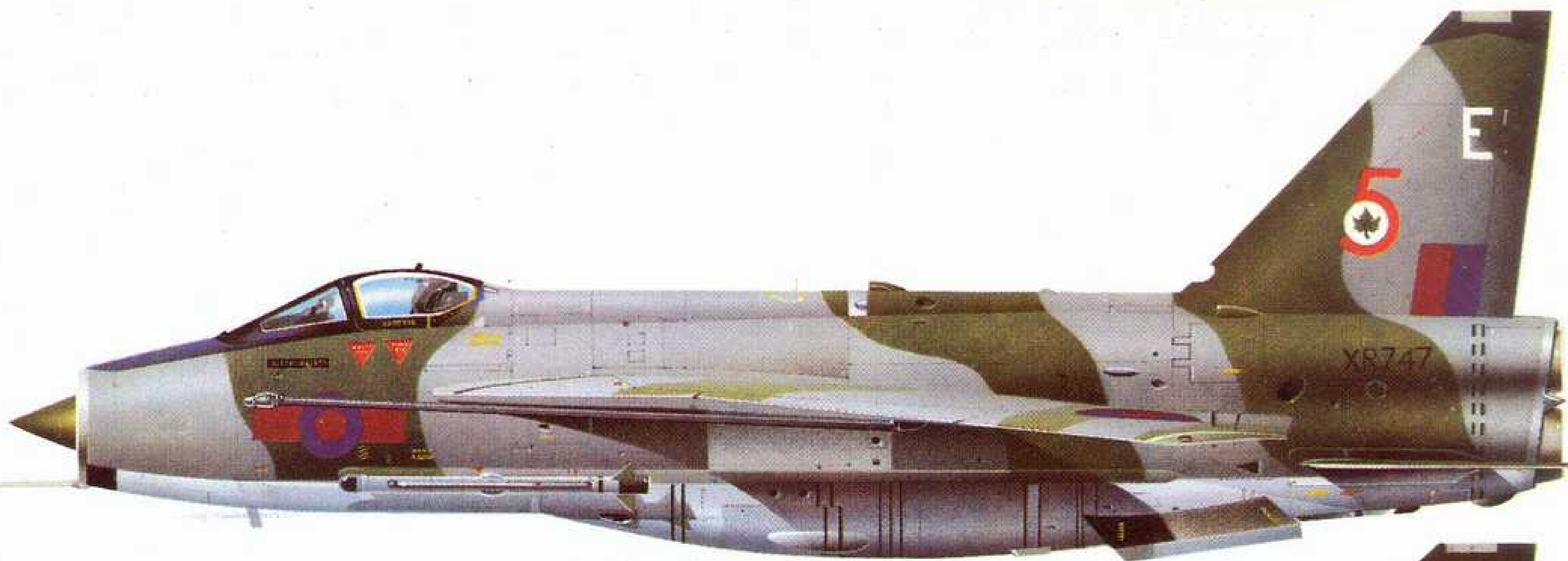


Un Lightning F Mk 6 del 5° Sqn. vira sobre una plataforma petrolífera en el Mar del Norte, uno de los potenciales objetivos a los que proporciona defensa aérea en Gran Bretaña. Está armado con dos misiles Red Top en la parte frontal del fuselaje y dos cañones Aden en el depósito ventral (foto MoD británico).

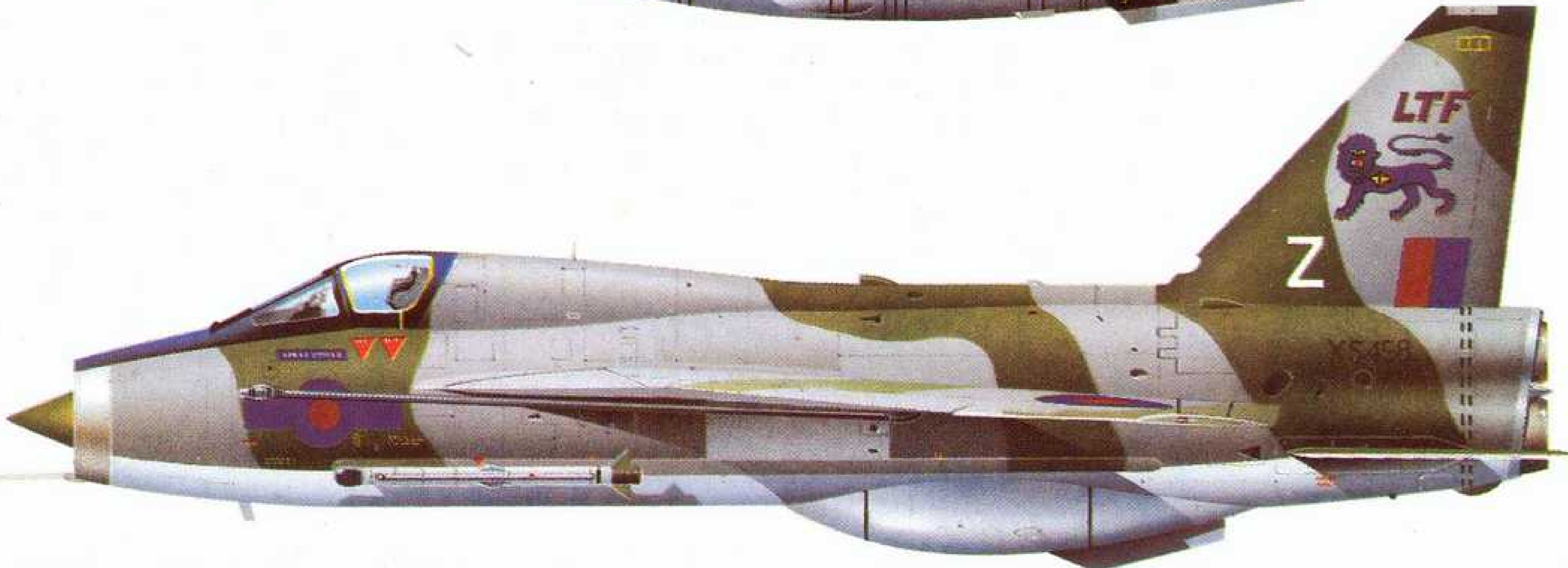
Corte esquemático del British Aerospace F Mk 6 Lightning

1 Sonda del tubo pitot
2 Carenado cónico toma de aire
3 Antena direccional de exploración radar Ferranti Airpass
4 Labio toma de aire motor
5 Deshielador por aire caliente
6 Tabique inferior soporte cuerpo central cónico
7 Cámara G90
8 Equipo radar
9 Tabique superior cuerpo cónico (conexiones eléctricas)
10 Compartimiento delantero equipo
11 Caja fusibles delantera
12 Caja capacitores
13 Contenedor oxígeno líquido
14 Unidad control visor iluminable
15 Aire anti-vaho/deshielo
16 Acoplamiento refrigerador por aire del radar superficie
17 Eje de torsión mecanismo rueda delantera y varilla accionamiento
18 Compartimiento rueda delantera
19 Compuertas rueda delantera
20 Montante rueda delantera
21 Cartela de guía rodillos
22 Rueda delantera retráctil hacia delante
23 Desconexión automática giro rueda
24 Amortiguador vibraciones Shimmy y unidad centrado
25 Compuerta posterior pata
26 Sonda reaprovisionamiento en vuelo (desmontable)
27 Pasador larguero articulación rueda delantera
28 Permutador térmico
29 Martinete hidráulico rueda delantera
30 Conducto toma de aire
31 Piso oblicuo cabina
32 Panel control motor
33 Barra de mando
34 Dorso panel instrumentos
35 Pedales timón dirección
36 Formeros delanteros cubierta
37 Conducto dispersión lluvia
38 Parabrisas (deshielo electrotérmico)
39 Pantalla osciloscópica (estribor)
40 Visor de ataque (iluminado) Airpass
41 Compás magnético asistido
42 Conductos antivaho panel superior cubierta
43 Formero superior cubierta en magnesio forjado
44 Antena IFF
45 Secadores químicos de aire
46 Consola (de armamentos) estribor
47 Protector asiento eyector/control accionamiento
48 Conducto aire acondicionado
49 Mamparo presión trasera
50 Asiento eyector Martin-Baker
51 Panel instrumentos babor
52 Puntos sujeción escalera cabina
53 Toma presión dinámica de emergencia cabina
54 Estructuras conducto toma de aire motor inferior (n° 1)
55 Condensador datos Firestreak
56 Unidades secuencia lanzamiento
57 Unidades control
58 Soporte misil babor
59 Misil Firestreak
60 «Ventanas» espoleta
61 Panel interruptor seguridad armamento
62 Acumuladores presión manométrica alerón
63 Compartimiento acumulador
64 Arranque Plessey LTSA en buje motor inferior (n° 1)
65 Toma de aire motor inferior (n° 1)
66 Carenado interior raíz alar
67 Compartimiento equipamento principal
68 Conjunto selector dirección
69 Unidad electrónica
70 Computador datos aéreos
71 Unidad convertidora señales (enlace para transmisión datos) (data link)
72 Unidad transmisora/receptora (dos)
73 Bisagra cubierta
74 Compartimientos espina dorsal
75 Caja relés y fusibles corriente alterna (unidad de enfriamiento aire y generador vapor estribor)
76 Batería 28 voltios
77 Conducto toma de aire motor superior (n° 2)
78 Estructuras fuselaje
79 Extractor y calefactor agua
80 Punto principal unión ala al fuselaje
81 Polea tensión mandos alerón
82 Tubos deslizamiento mandos alerón
83 Tubos conexión frenos
84 Junta delantera fuselaje/sección central
85 Bocacha apagallamas cañón Aden
86 Depósito integrado borde de ataque
87 Tubo apagallamas cañón
88 Tubos deslizamiento cables triples mando alerón
89 Registro acceso
90 Tuberías combustible
91 Válvula unívoca
92 Secciones desmontables borde ataque
93 Válvula lanzadera
94 Carenado fijo tren aterrizaje
95 Amortiguador
96 Rueda principal babor
97 Freno
98 Neumático sin cámara
99 Articulación torsor
100 Misil Red Top
101 Carenado trasero flap
102 Eje rotación tren aterrizaje
103 Barra retracción
104 Martinete retracción
105 Válvula martinete puerta
106 Mecanismo principal cierre puerta
107 Depósito colector y bombas presión (2)
108 Ranura aerodinámica borde ataque
109 Toma presurización depósito/ventilación (en ranura)
110 Puerta rueda principal
111 Válvula actuación martinete tren aterrizaje
112 Pestillo puerta tren aterrizaje
113 Alojamiento rueda principal babor
114 Tubos mandos alerón
115 Restrictor movimiento alerón
116 Actuador autoestabilizado alerón
117 Varillas mando alerón
118 Conductos hidráulicos alerón
119 Extensión borde ataque, alabeada
120 Antena localización
121 Luz navegación babor
122 Punta alar babor
123 Alerón babor
124 Unidad control alerón asistido
125 Varillas mando
126 Estructura sección externa ala
127 Masa balance alerón
128 Sección externa fija ala
129 Martine accionador flap externo
130 Secciones flap
131 Depósito integrado flap
132 Larguero angular trasero
133 Fijación tren aterrizaje
134 Válvula carga y descarga combustible
135 Martinete actuador flap interno
136 Llave paso triple (manual)
137 Bomba trasvase corriente continua
138 Válvula de compuerta
139 Punto fijación ala y fuselaje trasero
140 Conducto aire y compresor baja presión del motor inferior (n° 1)
141 Estructura sección inferior ala
142 Depósito integrado combustible
143 Largueros intermedioos (sección en «T»)
144 Cañón babor Aden 30 mm (parte delantera contenedor ventral)
145 Costillas alares
146 Tubería ventilación combustible
147 Placa unión multiperno
148 Paneles acceso
149 Costillaje conducto aire motor superior (n° 2)
150 Costilla separación fuselaje
151 Reguladores voltaje
152 Depósito arranque
153 Unidad bombeo del motor
154 Válvulas solenoide
155 Antena comunicaciones
156 Unidad control arranque
157 Unidades encendido HF
158 Costillas fuselaje
159 Revestimiento superior caja principal ala
160 Costilla forjada fuselaje (unión multiperno)
161 Escape arranque
162 Buje álabes motor (n° 2)
163 Toma dinámica de aire refrigeración generador
164 Generador auxiliar
165 Toma de aire alimentación sistema antihielo
166 Turborreactor Avon 301 superior (n° 2) y posquemadores
167 Grabadora Airpass
168 Bancada frontal motor
169 Accesorios motor
170 Turbina alimentación aire motor n° 2 (posquemador)
171 Cortafuegos compartimiento motor
172 Bombas integradas (dos)
173 Unidades encendido HE
174 Dispositivo sensible de corriente
175 Regulador voltaje
176 Mecanismo muelle mando timón
177 Toma auxiliar de aire
178 Montaje principal sobre muñones
179 Compartimientos delanteros babor de equipo
180 Unidades electrónicas
181 Codificador IFF
182 Mandos timones profundidad
183 Actuador compensador timones y mecanismo alimentación
184 Depósito ventral de combustible (sección trasera)
185 Deriva
186 Toma de aire refrigeración posquemador
187 Actuador autoestabilizador timón
188 Filtro aceite reductor
189 Generador corriente alterna
190 Receptor senda planeo
191 Unidad transponedora del IFF
192 Salida de aire
193 Conducto intermedio motor
194 Revestimiento refractario
195 Abrazadera antifatiga motor n° 2
196 Freno aerodinámico babor
197 Martinete hidráulico actuador aerofreno
198 Generador corriente continua
199 Unidad principal mando accesorios
200 Costilla inferior aerofreno
201 Escape turbina (desde la unidad 199)
202 Acumulador timón profundidad y bombona nitrógeno
203 Encendido posquemador
204 Unidad triangular mando timón profundidad
205 Unidad mando en vuelo timón asistido
206 Eje timón profundidad
207 Larguero eje
208 Estabilizador enterizo
209 Estructura en panal de abeja de aleación ligera
210 Compuertas internas paracaídas frenado
211 Conjunto operación por cable
212 Cuadernas posteriores fuselaje
213 Conducto posquemador inferior
214 Panel acceso muñón
215 Tuberías aire control automático de mezcla
216 Toma de aire refrigeración posquemador
217 Unidad sensora timón
218 Actuador compensador timón
219 Actuador autoestabilizador timón
220 Varillaje timón

El F.6 es el modelo principal en los dos squadrons con Lightning que operan en Binbrook, como muestra este avión del 5º Sqn. Armado con misiles Red Top y contenedor ventral de cañones, lleva las superficies superiores camufladas en verde y gris, y las inferiores en gris.



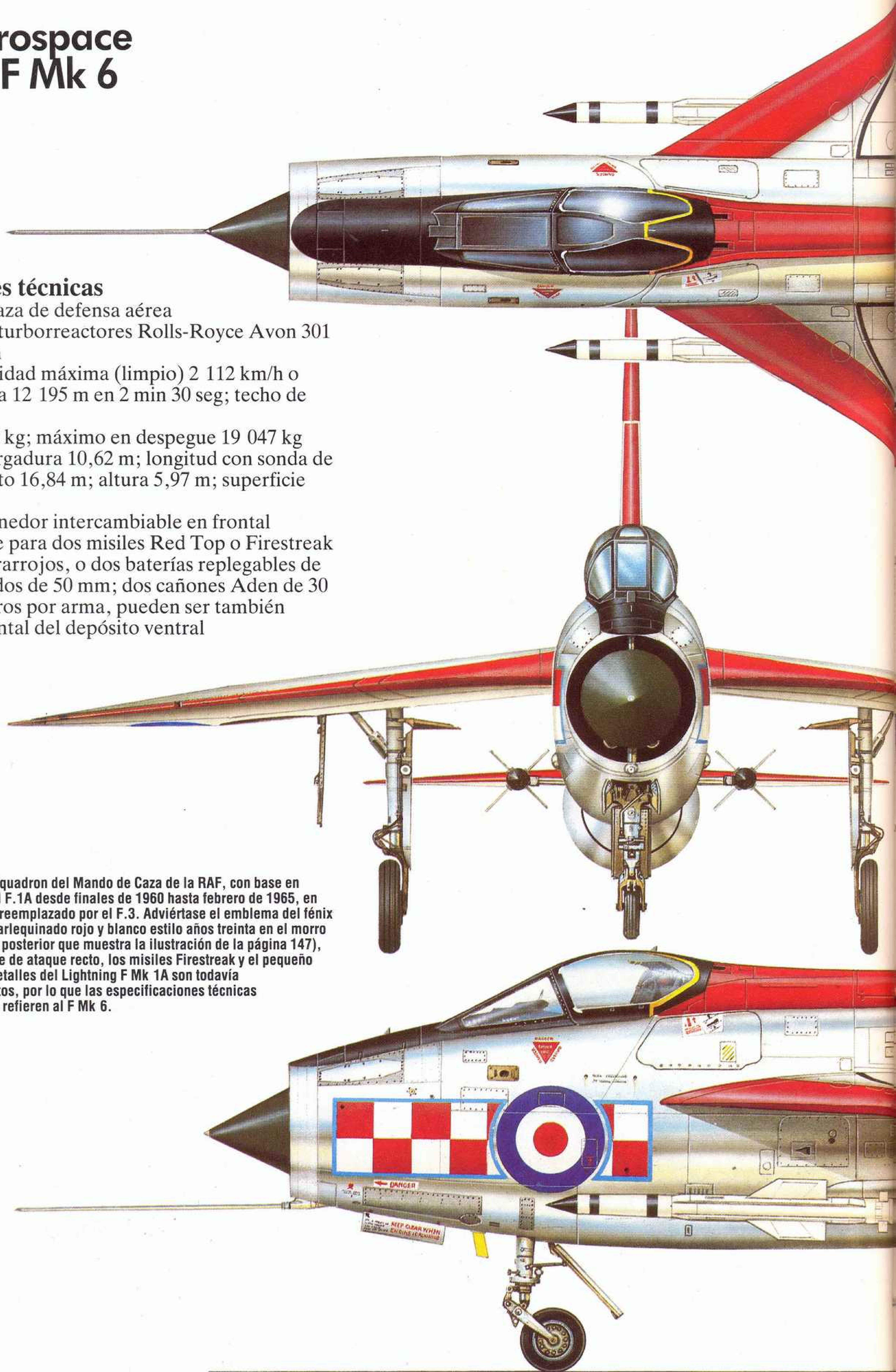
También tiene su base en Binbrook la escuadrilla de entrenamiento en Lightning. Este biplaza de transformación operativa luce el león mascota de la unidad, y está armado con misiles Red Top, pero carece de los cañones ventrales del F.6, y lleva sólo un depósito externo pequeño.



221 Pernos unión fuselaje/deriva
222 Cuadernas formeras fuselaje
223 Unidad mando timón asistido
224 Rail soporte tuberías posquemador
225 Tubería posquemador motor superior (nº 2)
226 Soporte dilatación trasero
227 Actuador neumático toberas
228 Panel acceso muñones soporte toberas
229 Toberas variables
230 Cable detector flujo (sostenido mediante muelle)
231 Unidad lanzamiento y anclaje paracaídas de frenado
232 Estructura aleación ligera en panal de abeja timón
233 Amortiguador vibraciones «flutter»
234 Antena comunicaciones
235 Dieléctrico
236 Compás (brújula)
237 Largueros angulares
238 Estructura principal deriva
239 Paneles borde de ataque deriva
240 Toma de aire refrigeración mando accesorios
241 Alerón estribor
242 Unidades mando alerón asistido en vuelo
243 Varillaje mando
244 Martinete actuador flap externo estribor
245 Flap estribor
246 Paneles ala
247 Revestimiento alar
248 Depósito integrado alar
249 Tubos cables mando alerón
250 Restrictor movimiento alerón
251 Actuador autoestabilizador alerón
252 Luz navegación estribor
253 Antena ángulo pendiente planeo
254 Vista inferior mostrando cañones y misiles Red Top

© Pilot Press Ltd.

British Aerospace Lightning F Mk 6



Especificaciones técnicas

Tipo: caza monoplaza de defensa aérea
Planta motriz: dos turborreactores Rolls-Royce Avon 301 con poscombustión
Prestaciones: velocidad máxima (limpio) 2 112 km/h o Mach 2,0; trepada a 12 195 m en 2 min 30 seg; techo de servicio 16 770 m
Pesos: vacío 12 717 kg; máximo en despegue 19 047 kg
Dimensiones: envergadura 10,62 m; longitud con sonda de reaprovisionamiento 16,84 m; altura 5,97 m; superficie alar 42,97 m^2
Armamento: contenedor intercambiable en frontal inferior del fuselaje para dos misiles Red Top o Firestreak buscadores por infrarrojos, o dos baterías replegables de 22 cohetes no guiados de 50 mm; dos cañones Aden de 30 mm, con 120 disparos por arma, pueden ser también colocados en el frontal del depósito ventral

Lightning F Mk 1A del 56° Squadron del Mando de Caza de la RAF, con base en Wattisham, equipado con el F.1A desde finales de 1960 hasta febrero de 1965, en que este modelo inicial fue reemplazado por el F.3. Adviértase el emblema del fénix de la unidad en la cola y el arlequinado rojo y blanco estilo años treinta en el morro (compárese con la posición posterior que muestra la ilustración de la página 147), la deriva triangular, el borde de ataque recto, los misiles Firestreak y el pequeño depósito ventral. Muchos detalles del Lightning F Mk 1A son todavía (sorprendentemente) secretos, por lo que las especificaciones técnicas mencionadas más arriba se refieren al F Mk 6.


XM174
D
XM174



Un Lightning F.53 de las Reales Fuerzas Aéreas Saudíes, con acabado de metal natural, en servicio en el escuadrón nº 2 con base en Tabuk. Basado en el Lightning F.6 de la RAF, el F.53 carece de la sonda de aprovisionamiento en vuelo de los aviones británicos, pero puede llevar el mismo armamento.

madamente pesada. En relación con su área, el ala del Lightning es probablemente más pesada que la de cualquier otro caza de ala fija, si se exceptúa el Sukhoi Su-7 «Fitter-A».

Diseñador contra funcionarios

Una nueva audacia del diseño fue la colocación del estabilizador horizontal en el fuselaje, más bajo que el ala. Esta disposición, sugerida por las investigaciones en túneles alemanes y americanos, fue discutida por los funcionarios del Royal Aircraft Establishment (Instituto Real de Aviación) de Farnborough, que preferían un plano de cola alto y menos flecha alar. Las dudas se despejaron con la construcción del Short SB.5, un avión simple de investigación subsónica que reproducía a grandes rasgos la configuración del diseño de English Electric, y permitía variar entre vuelo y vuelo la flecha del ala y la posición del estabilizador. El SB.5 justificó la configuración elegida por Petter y probó también la efectividad de las ranuras de borde de ataque (un concepto explorado en América) para prevenir la pérdida de sustentación del extremo alar en los planos fuertemente aflechados.

Con el apoyo de los resultados de los vuelos de pruebas del SB.5, English Electric obtuvo el visto bueno para construir dos prototipos con motor Sapphire del avión experimental F23/49, designado como P.1 y P.1A.

El P.1 (número de serie WG 760) hizo su primer vuelo en Boscombe Down el 4 de agosto de 1954 pilotado por R.P. («Bea») Beamont, jefe de pilotos de pruebas de la compañía. El avión tenía una toma de aire simple tipo pitot de sección oval y estaba equipado con motores Sapphire de 3 402 kg de empuje unitario. El 11 de agosto, en su tercera salida, el P.1 sobrepasó la velocidad del sonido en vuelo horizontal.

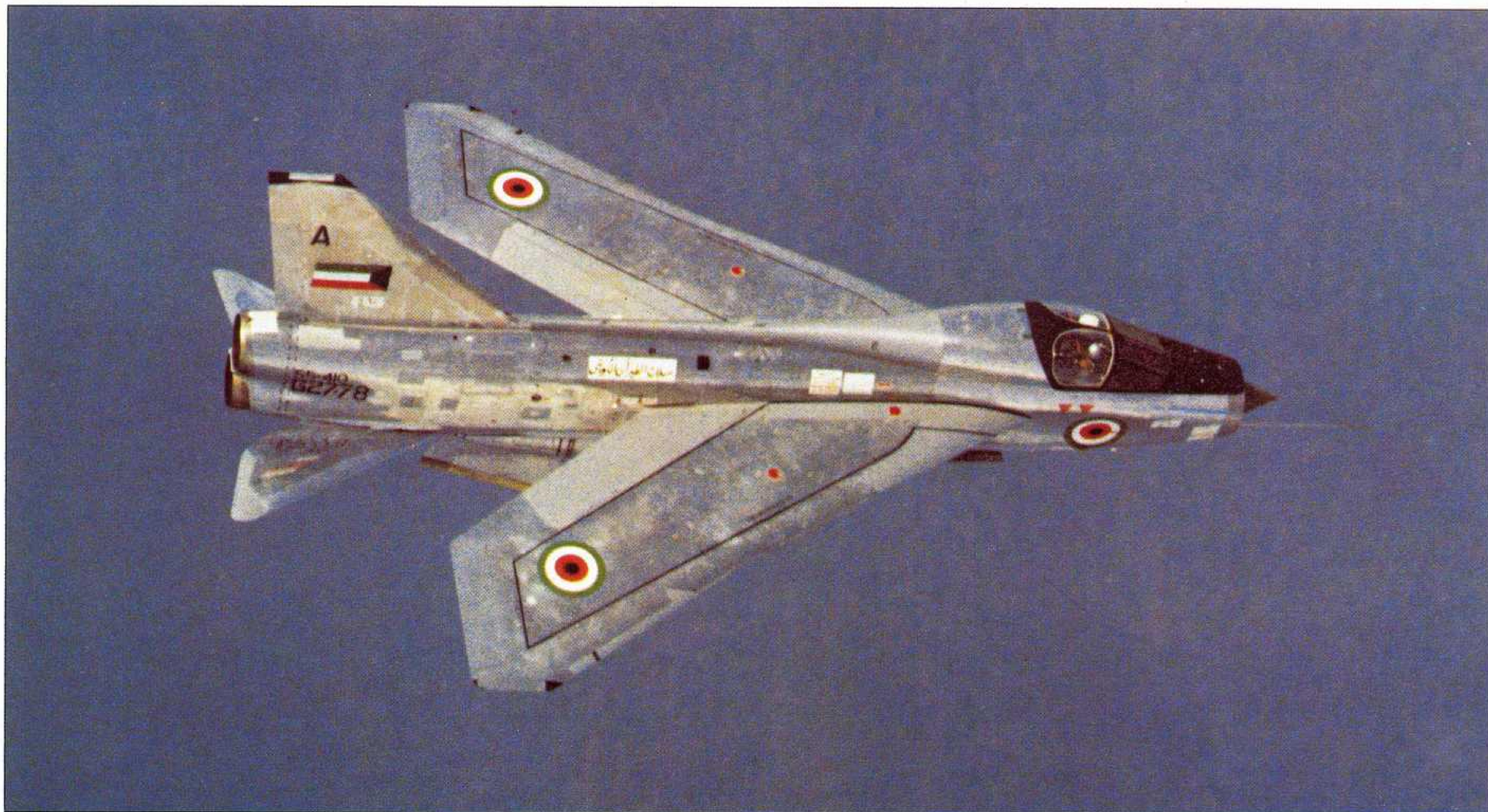
El segundo prototipo (P.1A, número de serie WG 763), similar al P.1, tenía frenos de pedal del tipo americano y un par de cañones Aden de 30 mm en el frontal del fuselaje. Voló por primera vez el 18 de julio de 1955, y se presentó en público en el festival aéreo de Farnborough de ese año. Los dos aviones fueron usados en varias pruebas, incluido fuego de cañón en vuelo supersónico, y en experimentos con un depósito ventral de combustible, una planta alar modificada y una primitiva forma de poscombustión. Una de las principales indicaciones de estos vuelos de prueba (que extendieron la envolvente de vuelo hasta Mach 1,52) fue que el diseño estaba falto de estabilidad direccional supersónica, un problema cuya solución llegaría finalmente a través de tres incrementos sucesivos del área de la deriva.

El equipo de diseño trabajaba entretanto en una posible variante de producción, el P.1B, con motores Avon serie 300 con poscombustión de cuatro etapas, radar Ferranti AI-23 y cabina alzada para mejorar la visión trasera. El armamento consistía en dos cañones en la parte superior del fuselaje y un contenedor ventral que podía alojar dos cañones más o dos contenedores replegables de 22 cohetes no guiados de 50 mm, o dos misiles buscadores por infrarrojos (originalmente de Havilland Firestreak y después Red Top). Se encargaron tres prototipos en 1954, y a finales de 1956 se efectuó un pedido de 20 aviones de preserie, destinados a probar todos los aspectos del sistema de armas.

Hasta mediados de 1956, la RAF había estaba planificando un nuevo interceptador todo tiempo (OR.329) con una tripulación de dos hombres y un armamento de misiles guiados por radar (Red Dean y más tarde Red Hebe), ganando el concurso la propuesta de Fairey con un caza de ala delta maciza movido por dos motores RB.128. Sin embargo, este avión resultaba extremadamente caro, y más aún en una época en que el gobierno británico estaba llegando a la conclusión de que la amenaza real no eran los bombarderos tripulados, sino los misiles balísticos. El OR.329 fue pues abandonado, y se proporcionó a la RAF un avión mucho más barato, basado en el P.1B y armado con misiles ligeros para interceptación con buen tiempo.

Un Lightning F.53 de las Reales Fuerzas Aéreas Saudíes muestra al despegar la poco corriente retracción del tren de aterrizaje. El F.53 fue desarrollado a partir del Mk 6 de la RAF, añadiendo dos soportes subalares para bombas o cohetes y dos cañones en el depósito ventral (foto British Aerospace).





Este Lightning T.55 kuwaití muestra la planta alar de los aviones más recientes y el ancho fuselaje frontal de los entrenadores biplazas. Los Lightning kuwaitíes (10 F.53 y 2 T.55) han sido dados de baja en favor del Mirage F-1 CK/BK (foto British Aerospace).

El primer P.1B (XA847) hizo su vuelo inicial el 4 de abril de 1957, propulsado por dos Avon de 6 545 kg de empuje unitario con poscombustión. Alcanzó Mach 1,2 en su primer vuelo y el 25 de diciembre de 1958 llegó a Mach 2,0 en vuelo horizontal. Además de un radar de proa (en el cuerpo central cónico ahora añadido en la toma de aire) y nuevos motores, los aviones de preserie presentaban pequeños cambios respecto a los prototipos iniciales, y el cuarto tenía deriva agrandada.

El Ministerio de Abastecimientos efectuó entonces un pedido de 20 P.1B de producción, bajo la denominación de Lightning F Mk 1. El 29 de octubre de 1959 el primer Lightning (XM134) realizó su vuelo inicial, y en junio del año siguiente comenzaron a efectuarse las entregas.

Mejoras progresivas

Los siguientes pedidos fueron por 28 F Mk 1A y 21 T Mk 4, este último un biplaza de entrenamiento con equipo estándar similar, difiriendo ambos del Mk 1 en poseer equipo de radio UHF y sonda de reaprovisionamiento en vuelo. El F.1A (XM169) voló por primera vez el 16 de agosto de 1960, y las entregas comenzaron casi al final de ese año. El primer T4 de producción voló el 15 de julio de 1960, comenzando dos años después las entregas.

El siguiente monoplaza fue el F.2 con motor Avon 210 y poscombustión graduable completa, oxígeno líquido y piloto automático. El primero de los aproximadamente 44 construidos efectuó su vuelo inaugural el 11 de julio de 1961, y las entregas tuvieron lugar hacia finales de 1962. Mucho más tarde (para servicio en 1968), 31 de estos aviones fueron convertidos a F.2A con una deriva angular de mayor tamaño, borde de ataque alar acodado y alabeado, y previsión de un depósito ventral de 2 773 litros en lugar del anterior de 1 136 litros.

El F.3 introdujo el motor Avon 301 más potente, misiles Red Top de ataque en cualquier posición, radar e instrumentación mejorados, una deriva aumentada y depósitos sobrealares de autotraslado para hacer posible su destacamento a Malasia. Los dos cañones del morro fueron suprimidos. El primer F.3 (XP693) voló el 16 de junio de 1962 y las entregas de los 62 ejemplares fabricados comenzaron en 1964. Se construyeron también 20 T.5 de entrenamiento, equivalentes al T.3, para entregar desde 1965.

El actual Lightning F.6 es esencialmente un F.3 con ala modificada y depósito ventral más amplio que el del F.2A. Se han fabricado un total de 62. Actualmente existen nueve squadrons operacionales de Lightning, incluyendo los n°s 19 y 92, equipados con F.2, con base en Alemania.

Para el mercado de exportación, se ha proporcionado al F.6 una capacidad de ataque al suelo incrementada con el añadido de un par de cañones Aden en el frontal del depósito ventral de combustible (una disposición adoptada más tarde por la RAF para el F.2A y F.6) y la adición de dos soportes subalares que pueden llevar cada uno una góndola de 18 cohetes de 68 mm o una bomba de 455 kg. De la versión monoplaza, denominada F.53, se vendieron 34 a Arabia Saudí en 1967-68, y 12 a Kuwait. En 1969 los F.53 saudíes fueron utilizados en misiones de ataque al suelo contra objetivos en Yemen. Actualmente Kuwait ha dado de baja a sus Lightning, pero todavía continúan en servicio en Arabia Saudí, donde están siendo reemplazados por el McDonnell Douglas F-15 Eagle. En Gran Bretaña, los Lightning (en sus variantes F.3 y F.6, más los T.5 de entrenamiento) continúan proporcionando defensa aérea desde la base de Binbrook de la RAF (Squadrons n°s 5 y 11), en espera de su reemplazo por el Tornado F.2 a mediados de los ochenta.

Para resumir, el Lightning fue un diseño muy original que cristalizó en un interceptador de gran trepada, aceleración y manejabilidad. Al igual que otros cazas británicos anteriores, inicialmente estaba falto de capacidad de combustible interna, pero poseía extraordinarias cualidades de manejo.

Variantes del British Aerospace Lightning

F Mk 1: variante inicial de producción para la RAF, propulsado por dos turborreactores Avon 201 de 6 545 kg de empuje con posquemadores de cuatro etapas (20 en total)
F Mk 1A: avión par la RAF, con sonda de reaprovisionamiento, dispersadores de lluvia en los parabrisas y radio UHF (28 en total)
F Mk 2: avión para la RAF, movido por Avon 210 con posquemador graduable, equipado con oxígeno líquido y sistema de control de vuelo automático (44 en total)
F Mk 2A: conversión para la RAF (31 aviones) del F.2 con bordes de ataque adosados y alabeados y deriva aumentada. Depósito vental de 2 773 l
F Mk 3: avión para la RAF, con Avon 301 de 7 240 kg, sistema de control de tiro modernizado AI-23B y misiles Red Top de ataque en cualquier posición, cañones de proa suprimidos, deriva aumentada, intrumentación OR.946, giroscopio de referencia Mk 2 y depósitos lanzables sobre las alas (62 en total)
T Mk 4: biplaza de entrenamiento para la RAF basado en el F Mk 1A (21 en total)
T Mk 5: biplaza de entrenamiento para la RAF basado en el F Mk 3 (20 en total)
F Mk 6: avión para la RAF derivado del Mk 3 pero con bordes de ataque alares acodados y alabeados, y depósito ventral mayor (62 en total)
F Mk 53: variante de exportación del F Mk 6 con dos cañones Aden en el frontal del depósito ventral y dos soportes alares para armas (46 en total, 34 para Arabia Saudí y 12 para Kuwait)
T Mk 55: biplaza de entrenamiento equivalente al F Mk 53 (8 en total, 6 para Arabia Saudí y 2 para Kuwait)

A-Z de la Aviación

Aichi E13A

Historia y notas

Desarrollo de un diseño de hidroavión biplaza de reconocimiento (E12A), el **Aichi E13A** fue diseñado para satisfacer el requerimiento que en 1937 formuló la Armada Imperial Japonesa de un hidroavión de reconocimiento de largo alcance que pudiera servir de escolta a convoyes marítimos. El prototipo de este aparato triplaza quedó terminado en los últimos meses de 1938. Era un monoplano de ala baja y plegable, unidad de cola convencional, fuselaje de sección circular y tren de aterrizaje con dos flotadores. Equipado con un motor radial Kinsei 43, el E13A mostró en las pruebas de evaluación su superioridad sobre su competidor, el Kawanishi E13K1, y entró en producción como **Hidroavión de reconocimiento de la Armada tipo 0 modelo 11 (Aichi E13A1)**. La Aichi había construido un total de 133 ejemplares hacia 1942, época en que Watanabe (más tarde Kyushu) se convirtió en su principal concesionaria y construyó más de 1 100 ejemplares. También el Arsenal Naval Hiro construyó unos 50 aproximadamente.

Identificado por los Aliados con el código «Jake», el E13A1 entró en servicio para la Armada a fines de 1941, y realizó patrullas de reconocimiento durante el ataque a Pearl Harbor. Estuvo en servicio durante toda la guerra del Pacífico, tanto embarcado como desde bases costeras, en funciones que incluían el rescate aire-mar, largas salidas de patrulla de hasta 15 horas, ataque a buques de superficie y transporte; en las etapas finales de la guerra, fue utilizado en operaciones *kamikaze*.

Variantes

Aichi E13A1a Modelo 11A: introducido a fines de 1944, presentaba mejoras en los puntales de los flotadores y en el carenado de la hélice, y contaba con un equipo de radio más avanzado

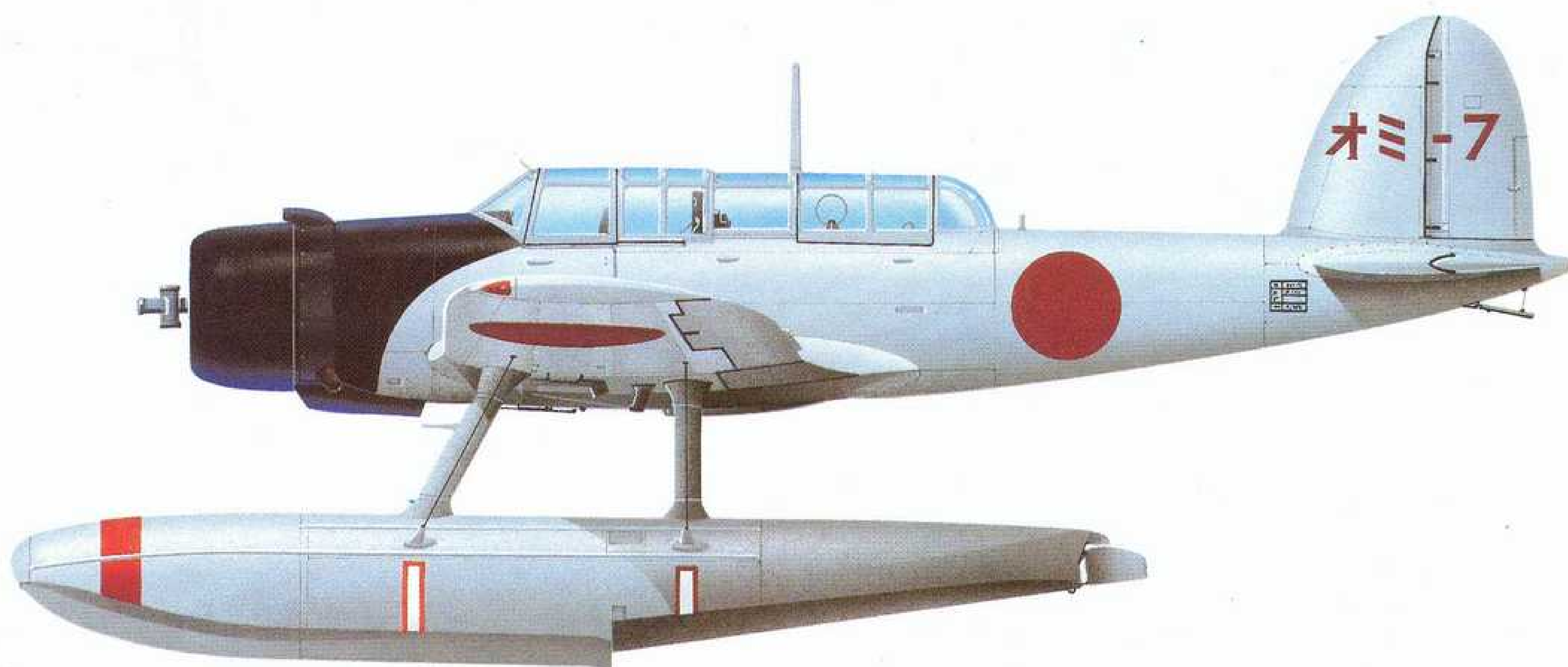
Aichi E13A1b Modelo 11B: basado en el E13A1a, pero equipado con radar antibuque

Especificaciones técnicas

Aichi E13A1a

Tipo: hidroavión de reconocimiento de largo alcance

Planta motriz: un motor radial Mitsubishi Kinsei 43 de 1 080 hp



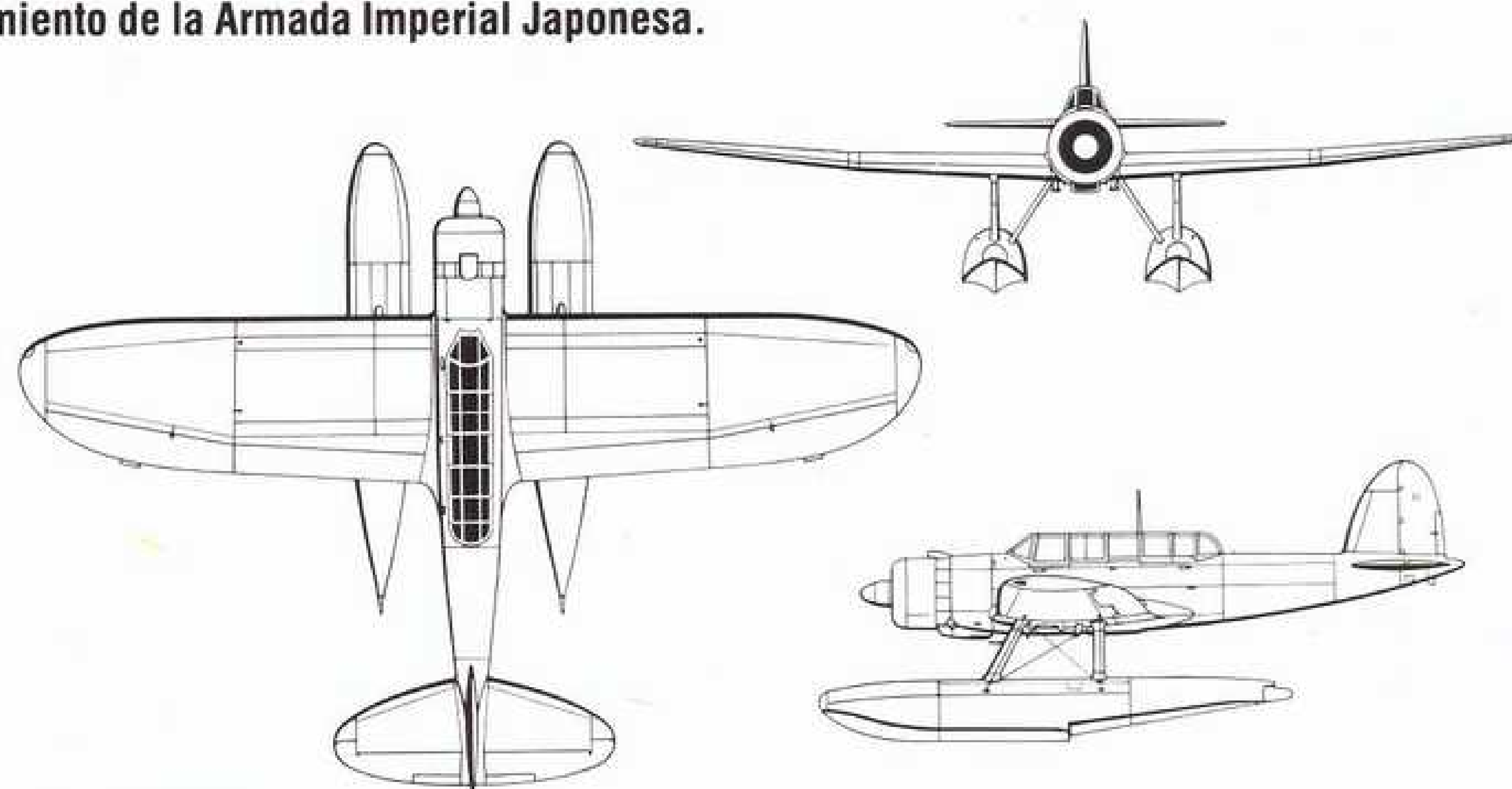
Aichi E13A «Jake», hidroavión de reconocimiento de la Armada Imperial Japonesa.

Prestaciones: velocidad máxima, a 2 180 m, 375 km/h; velocidad de crucero, a 2 000 m, 220 km/h; tiempo de trepada hasta 3 000 m, 6 min 5 seg; techo de servicio 8 730 m; autonomía 2 090 m

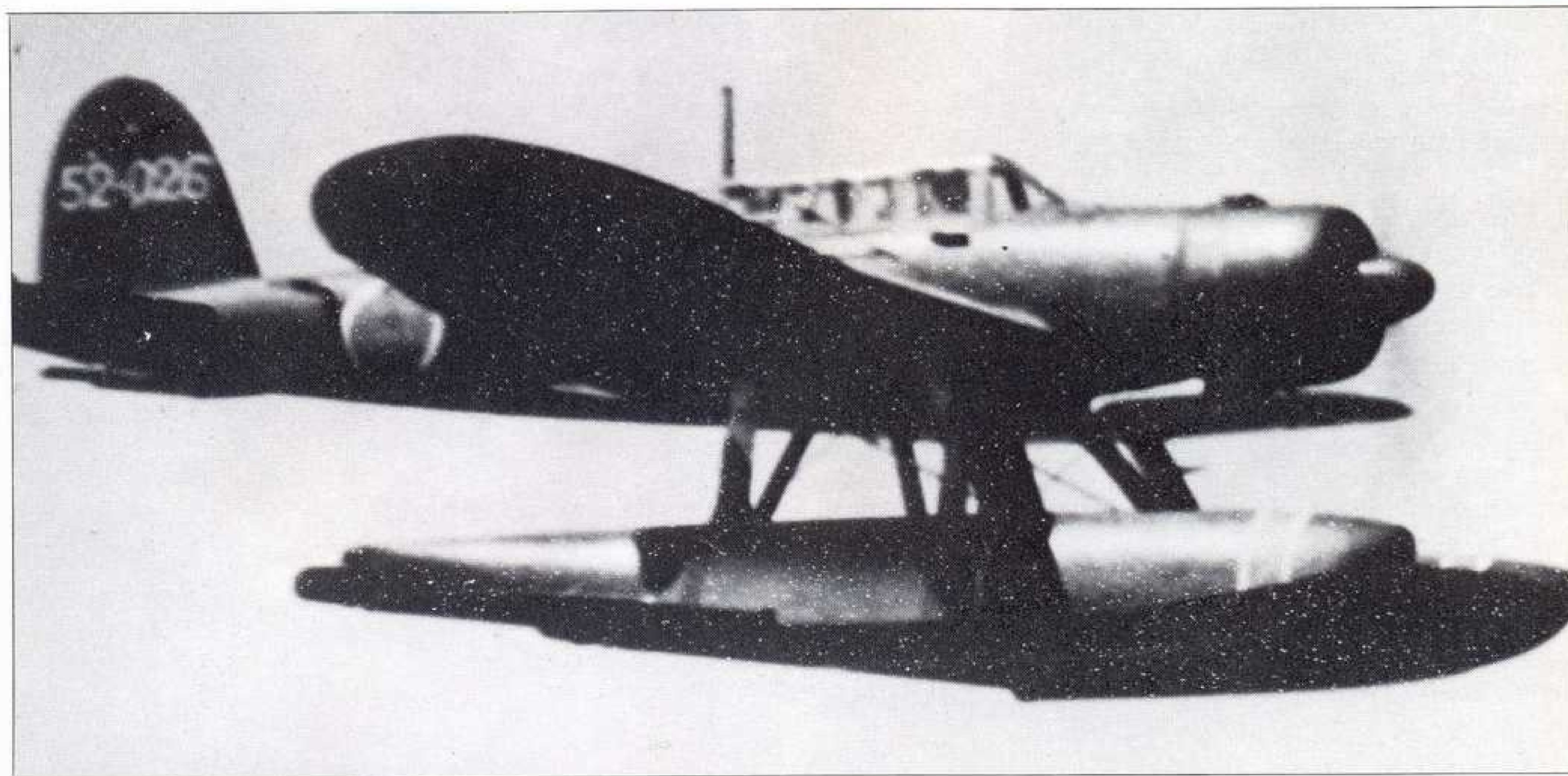
Pesos: vacío 2 642 kg; máximo en despegue 3 642 kg

Dimensiones: envergadura 14,50 m; longitud 11,30 m; altura 7,40 m; superficie alar 36 m^2

Armamento: una ametralladora Tipo 92 de 7,7 mm sobre afuste móvil en popa y hasta 250 kg de bombas; en un afuste ventral móvil se podía montar un cañón Tipo 99 de 20 mm para ataques antibuque



Aichi E13A1.



El Aichi E13A1 fue un tipo ubicuo que operó desde todos los buques de guerra importantes, mostrándose insustituible por su gran autonomía.

Aichi E16A Zuiun

Historia y notas

En octubre de 1940, Aichi inició el diseño de un hidroavión de reconocimiento con dos flotadores, para reemplazar al E13A1 en servicio, que llevó la denominación de la compañía **AM-22.** A principios de 1941 la Armada Imperial Japonesa extendió unas especificaciones técnicas sobre la base de este diseño. El primero de tres prototipos voló por primera vez en mayo de 1942, pero la solución de problemas de estabilidad y bataneo en los frenos de picado llevó 15 meses, de modo que la Armada sólo ordenó la producción en serie del **Aichi E16A1** en agosto de 1943, como **Hidroavión de reconocimiento de la Armada Zuiun (Nube benéfica) modelo 11.**

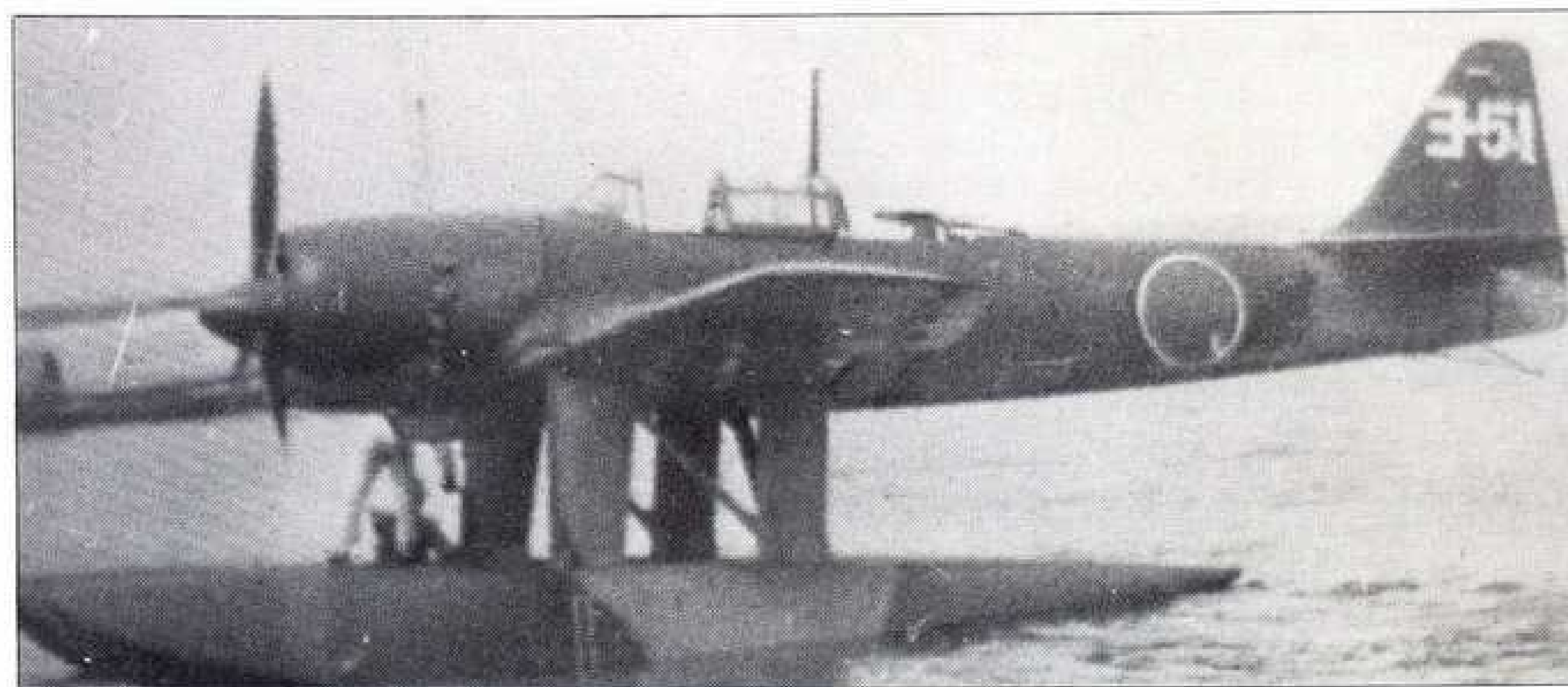
Con configuración de monoplano de ala baja, las alas del E16A1 incorporaban flaps de borde de fuga y podían replegarse para su almacenamiento a bordo. La estructura básica era de metal, pero el empenaje y las puntas alares eran de madera, y todas las superficies de control tenían cubierta textil. Los flotadores, de un solo patín cada uno, incluían timón de dirección controlable para operaciones en el agua, y el soporte delantero de los flotadores incorporaba frenos de picado de acción hidráulica a fin de permitir al E16A1 operar también como bombardero en picado. La cabina disponía de acomodo para dos tripulantes en tándem y estaba cerrada por una larga cubierta transparente. La

planta motriz del prototipo y los primeros aparatos de producción consistían en un motor radial Mitsubishi Kinsei 51 de 1 300 hp, que impulsaba una hélice tripala.

La producción totalizó 193 ejemplares a cargo de Aichi y 59 de Nippon. Desafortunadamente para la Armada, en el momento en que los E16A1 entraron en servicio, los Aliados habían conquistado ya una superioridad aérea total y, en consecuencia, este aparato —«Paul» según el código de los Aliados— sufrió pérdidas muy graves a lo largo del año 1944. La mayoría de los que se salvaron fueron utilizados para operaciones *kamikaze* en la región de Okinawa.

Variante
Aichi E16A2: denominación del prototipo de una versión mejorada del E16A1, con un motor radial Misubishi MK8P Kinsei 62, de 1 560 hp. Este aparato estaba realizando pruebas de vuelo en la época en que los japoneses se rindieron.

Especificaciones técnicas
Aichi E16A1 (producción final)
Tipo: hidroavión de reconocimiento de largo alcance
Planta motriz: un motor radial Mitsubishi MK8D Kinsei 54 de 1 300 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 5 500 m de altitud, 440 km/h; velocidad de crucero, a 5 500 m, 335 km/h; tiempo de trepada hasta 3 000 m, 4 min 40 seg; techo de servicio 10 000 m; autonomía máxima 2 420 km
Pesos: vacío 2 945 kg; máximo en despegue 4 553 kg
Dimensiones: envergadura 12,81 m; longitud 10,83 m; altura 4,79 m; superficie alar 28,00 m²
Armamento: dos cañones Tipo 99 modelo 2 de 20 mm montados en las alas, y una ametralladora Tipo 2 de 13 mm sobre afuste móvil en popa, más una bomba de 250 kg montada bajo el fuselaje



Denominado Zuiun (Nube benéfica) en la Armada Imperial Japonesa y «Paul» según el código aliado, el Aichi E16A1 hizo su aparición cuando los Aliados ya habían conquistado una total superioridad aérea.

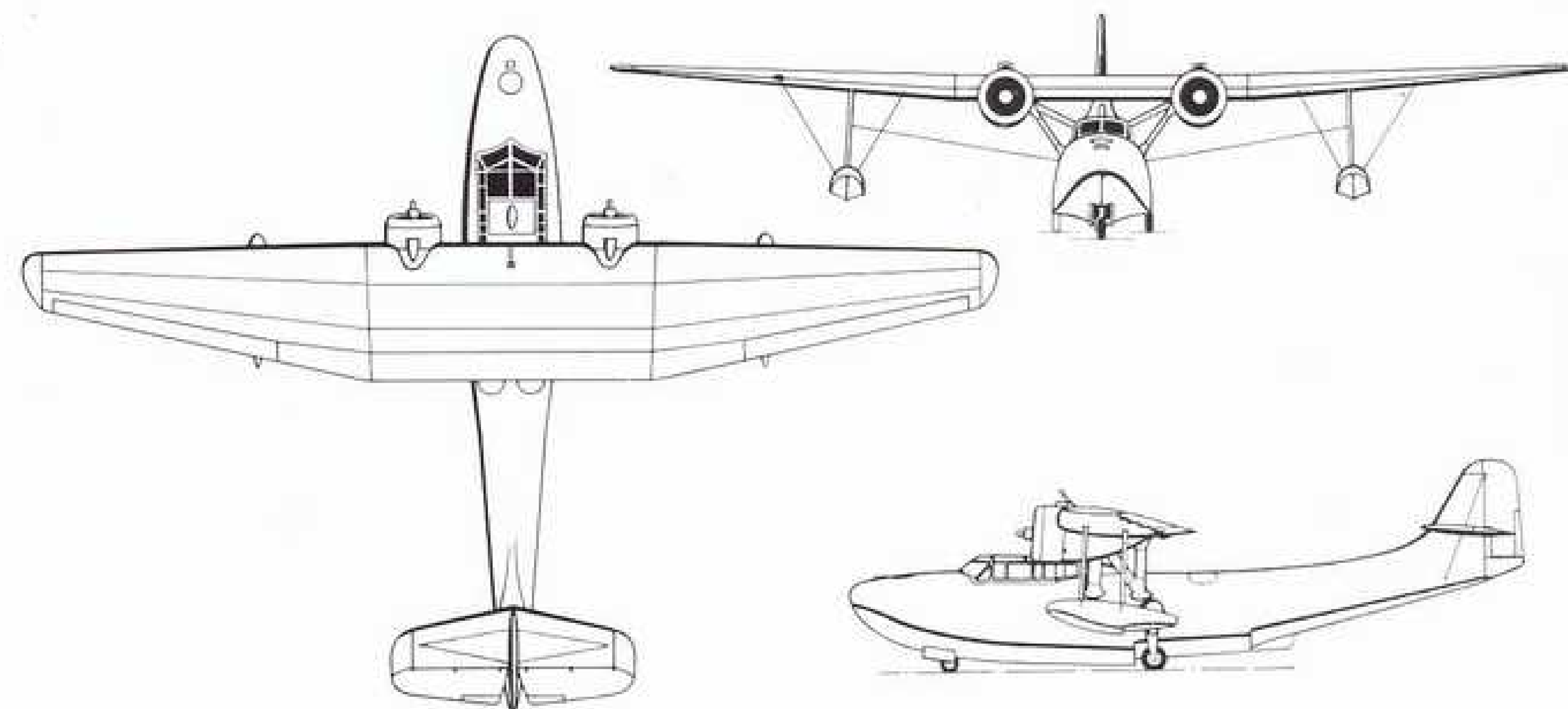
Aichi H9A

Historia y notas
Por ser uno de los pocos aviones japoneses de los que los Aliados no tuvieron noticias hasta casi el final de la guerra del Pacífico, el **Aichi H9A1** careció, lógicamente, de nombre en código. Su desarrollo comenzó a principios de 1940, y la función que se le destinaba era la de avión de entrenamiento avanzado para tripulaciones que operarían eventualmente la hidrocanoa Kawanishi H8K1 de altas prestaciones.

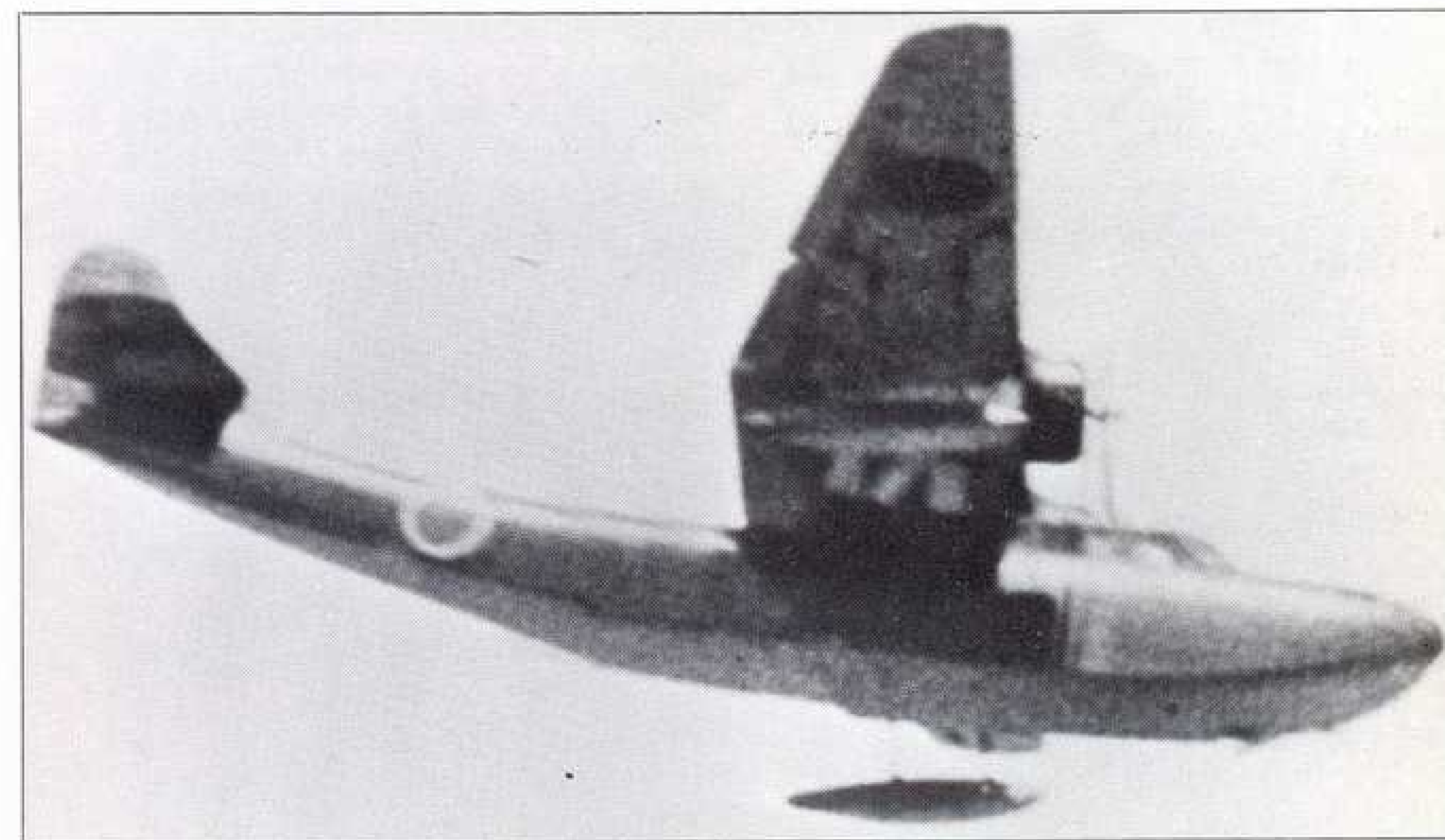
Se construyeron tres prototipos. El primero voló en setiembre de 1940, y estaba proyectado como un monoplano de ala en parasol, con casco de doble piso y unidad de cola muy similar a la del E11A1. Los flotadores estabilizadores estaban montados debajo de cada ala sobre puntales, y reforzados con cables. La célula, que daba cabida a una tripulación normal de cinco hombres, más tres alumnos, contaba con un tren de aterrizaje semirreplegable y con ruedas. La planta motriz constaba de dos motores Nakajima Kotobuki 3, suspendidos de las alas a ambos lados del fuselaje, y sujetos en esta posición mediante potentes puntales en N.

Aichi construyó un total de 27 ejemplares, y la Nippon cuatro más. Se utilizaron ante todo en tareas de entrenamiento, pero en las últimas fases de la guerra este tipo se empleó en misiones de patrulla antisubmarina, equipado con bombas o cargas de profundidad en soportes subalares.

Especificaciones técnicas
Tipo: hidroavión bimotor de entrenamiento
Planta motriz: dos motores radiales Nakajima Kotobuki 41, de 710 hp cada uno
Prestaciones: velocidad máxima, a 3 000 m de altitud, 315 km/h; velocidad de crucero 220 km/h; tiempo de trepada hasta 3 000 m, 11 min 15 seg; techo de servicio 6 780 m; autonomía 2 150 km
Pesos: vacío 4 900 km; máximo en despegue 7 500 kg
Dimensiones: envergadura 24,00 m; longitud 16,95 m; altura 5,25 m; superficie alar 63,30 m²
Armamento: dos ametralladoras fijas Tipo 92 de 7,7 mm de fuego frontal y una similar, sobre afuste móvil, en la popa; más una carga ofensiva de hasta 310 kg de bombas y cargas de profundidad



Aichi H9A1.



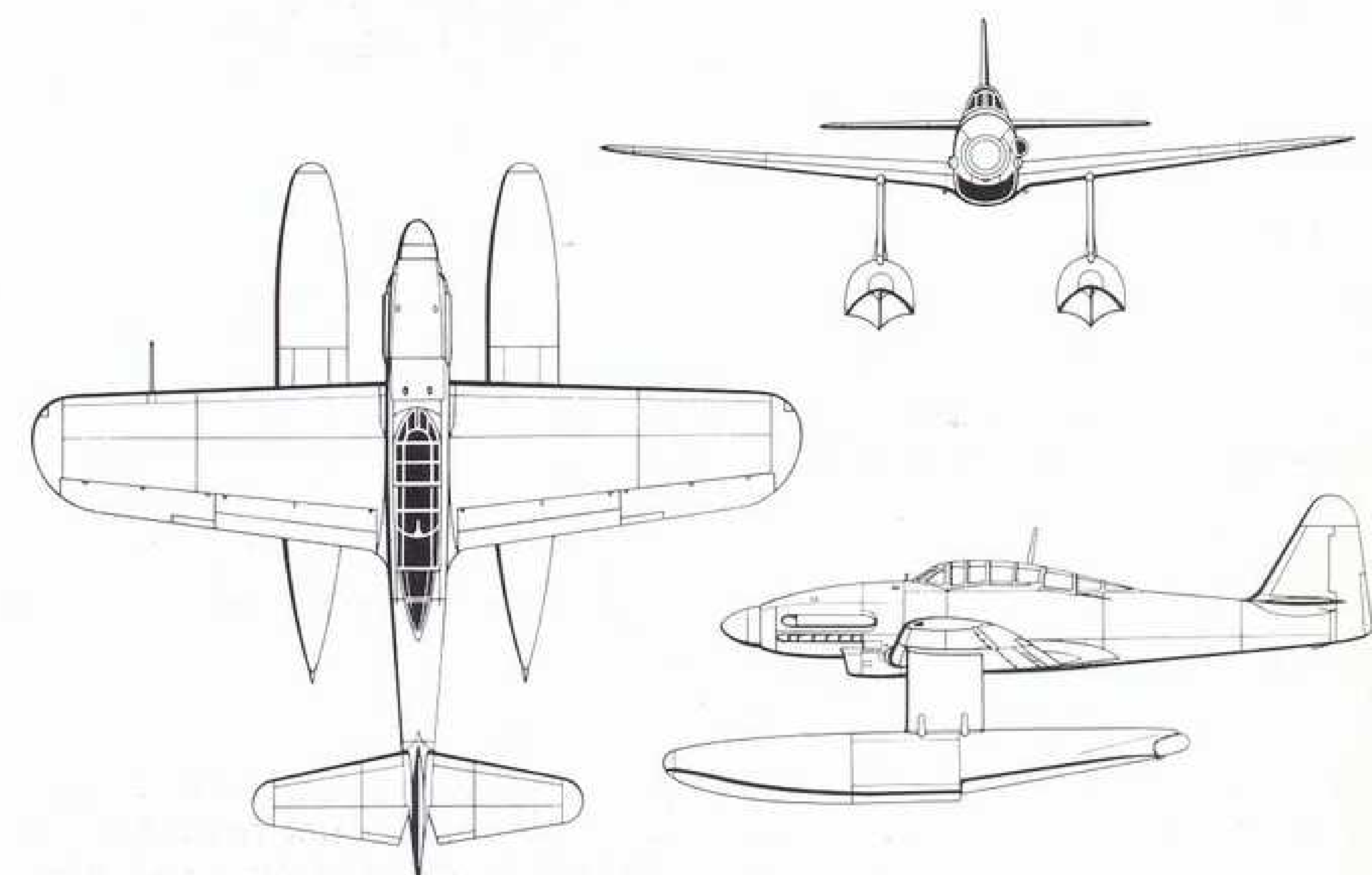
El Aichi H9A1 fue desconocido por los Aliados, y en consecuencia cumplía su función de reconocimiento prácticamente en una total oscuridad, pero en beneficio de las tripulaciones de hidroaviones de la Armada Imperial Japonesa. También se utilizó en patrullas antisubmarinas.

Aichi M6A Seiran

Historia y notas
Uno de los aparatos más insólitos diseñados por Japón durante la guerra, el **Aichi MeA1 Seiran** (Niebla de montaña), debería estar inscrito en el *Guinness Book of Records* por haber sido el único aparato embarcado en submarino de la II Guerra Mundial, que fue utilizado principalmente como avión de ataque. Su desarrollo se inició cuando la Armada Imperial Japonesa comenzó a disponer de submarinos de la clase I-400, que desplazaban 4 572 tm. Estos submarinos debían tener una autonomía de unos 77 000 km y estar equipados con un hangar hermético para dos aviones, que serían lanzados en catapulta. Sólo se encargó la construcción de cinco submarinos, introduciendo en ellos una modificación del hangar para dar cabida a tres aparatos, y el diseño del avión cambió para permitir un despegue y amerizaje convencionales desde la superficie del mar.

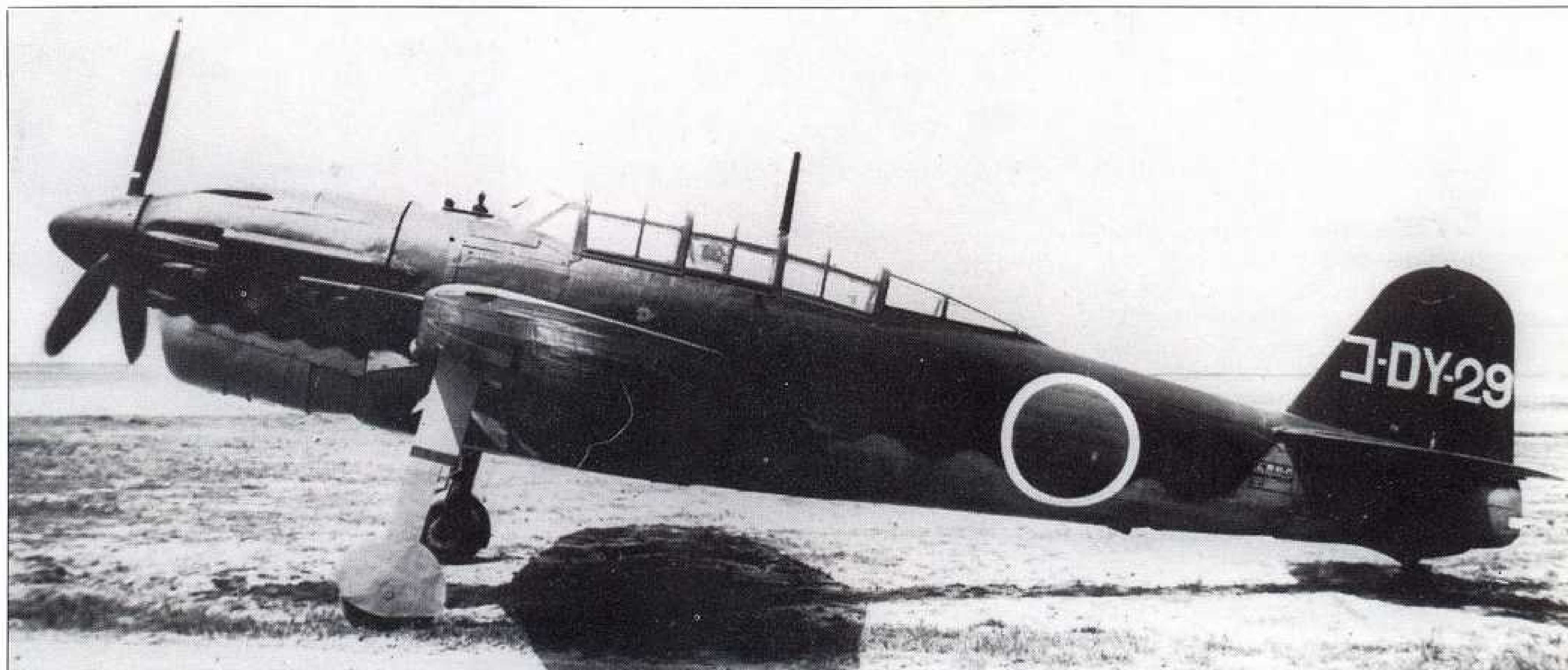
El mayor problema que afrontó Aichi en el diseño de este avión fue el desarrollo de mecanismos de fácil operatividad que permitieran el rápido montaje del avión una vez emergido el submarino en el punto de lanzamiento. Se pretendía que un equipo entrenado, formado por cuatro mecánicos, pudiera preparar un M6A1 para el vuelo en sólo siete minutos. Con una configuración de monoplano de ala baja completamente convencional, las alas del M6A1 podían pivotar hasta plegarse contra el fuselaje; la punta de la deriva y el timón de dirección se plegaban a estribor, y el empenaje y los timones de profundidad hacia abajo. El tren de aterrizaje consistía en dos amplios flotadores, cada uno de ellos sujeto por un soporte ancho y plano; eventualmente, para mejorar las prestaciones, los flotadores podían ser lanzados antes de que el avión efectuara el ataque.

El primer prototipo voló, a fines de 1943, equipado con un motor Aichi AE1P Atsuta 30 en línea invertido, de 1 400 hp. Se terminaron siete prototipos adicionales con motores Atsuta 31 de potencia equivalente, a los que siguieron 18 aviones de producción. En



Aichi M6A Seiran (Niebla de la montaña).

julio de 1945 debía botarse la primera flotilla submarina equipada con estos aviones, y el Mando japonés tenía la intención de lanzar en esa fecha un ataque aéreo al fondeadero de la Marina norteamericana en el atolón de Ulithi. Pero el fin de la guerra del Pacífico llegó antes de que los nuevos submarinos, y con ellos los Seiran, llegasen a entrar en acción.



Variante

Aichi M6A1-K Seiran Kai: versión de entrenamiento con tren de aterrizaje de rueda de cola retráctil, y con deriva y timón no plegables. Sólo se construyeron dos prototipos. Más tarde se cambió el nombre Seiran por el de Nanzan (Montaña del Sur)

Especificaciones técnicas

Aichi M6A1 (de producción)
Tipo: avión biplaza de ataque, embarcado en submarino
Planta motriz: un motor Aichi Atsuta 32 de cilindros invertidos en línea, de 1 400 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 5 200 m de altitud, 475 km/h; velocidad de crucero, a 3 000 m de altitud, 295 km/h; tiempo de trepada a 3 000 m. 5 min 50 seg; techo de servicio 9 900 m; autonomía con combustible máximo 1 190 km
Pesos: vacío 3 301 kg; máximo en despegue 4 445 kg
Dimensiones: envergadura 12,262 m; longitud 11,64 m; altura 4,58 m; superficie alar 27,00 m^2
Armamento: una ametralladora Tipo 2 de 13 mm sobre afuste móvil en popa, más una bomba de 850 kg

Arma potencialmente útil, pero, una vez más, de aparición demasiado tardía para Japón, el Aichi M6A fue un bombardero de ataque embarcado en submarinos.

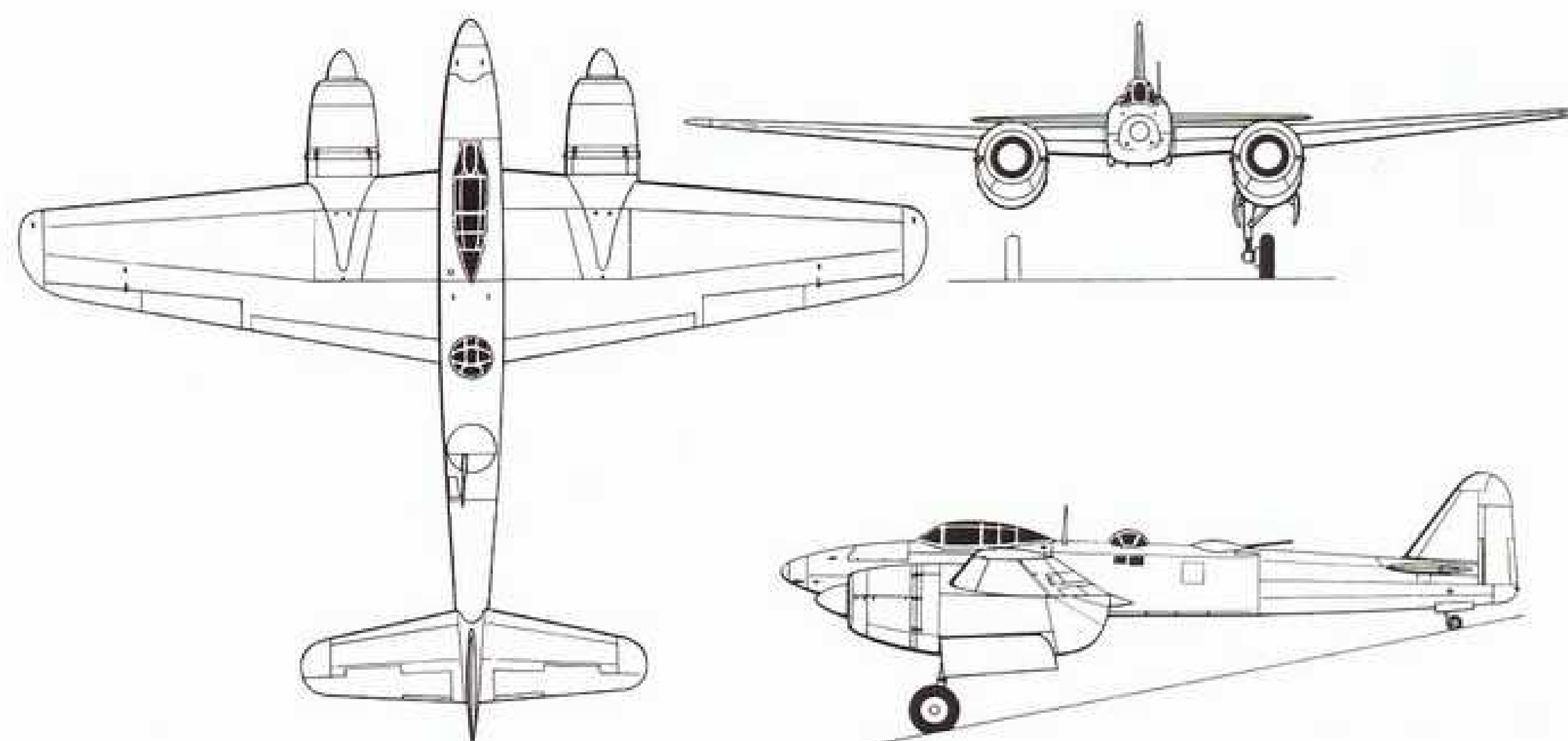
Aichi S1A Denko

Historia y notas

Las primeras especificaciones de la Armada Imperial Japonesa para un avión de combate nocturno fueron redactadas a fines de 1943; en ellas se requería un armamento de dos cañones de 30 mm como mínimo, la inclusión de radar AI y una velocidad máxima de 685 km/h.

El diseño para el **Aichi S1A** o **Caza nocturno experimental de la Armada Denko** (Rayo de luz) incorporaba una serie de adelantos, entre los que se incluían aerofrenos subalares y de fuselaje para impedir que el avión sobrepasara su blanco en la fase final de una interceptación nocturna, y alerones abatibles para suplementar los flaps en despegues y aterrizajes a baja velocidad. El S1A, monoplano de ala media totalmente construido en metal, tenía una configuración convencional, e incluía tren de aterrizaje con rueda de cola y patas retráctiles. El equipo de radar debía estar en el morro, y el armamento proyectado comprendía dos cañones Tipo 5 de 30 mm y dos más Tipo 99 Modelo 2 de 20 mm montados en el fuselaje inferior delantero, además de otros dos cañones similares de 20 mm en una torreta dorsal de control remoto.

Estaba ya muy adelantada la construcción de dos prototipos, pero fueron destruidos al ser bombardeada la fábrica Aichi en una serie de raids aéreos. Después de la rendición japonesa no se construyeron nuevos ejemplares.



Aichi S1A Denko (Rayo de luz).

Especificaciones técnicas

Tipo: caza biplaza nocturno
Planta motriz: dos motores radiales Nakajima NK9K-S Homare 22, de 2 000 hp
Prestaciones: (estimadas) velocidad máxima, a 8 000 m de altitud, 590 km/h; velocidad de crucero, a 4 000 m, 445 km/h; techo de servicio 12 000 m; autonomía máxima 2 540 km
Pesos: (estimados) vacío 7 320 kg; máximo en despegue 10 180 kg
Dimensiones: envergadura 17,50 m; longitud 15,10 m; altura 4,60 m; superficie alar 47,00 m^2
Armamento: (propuesto) 2 cañones fijos Tipo 5 de 30 mm, y 2 fijos más 2 móviles Tipo 99 de 20 mm

AIDC T-CH-1

Historia y notas

Las Fuerzas Aéreas de China Nacionalista contaron con una instalación de producción de aviones en Taiwan a partir de 1948, cuando el ex Departamento de Industria Aeronáutica se trasladó allí desde la China continental. El actual sucesor de dicho Departamento es el AIDC (Aero Industry Development Center) que se estableció en marzo de 1969 y en el mismo año comenzó la construcción de más de 100 helicópteros American Bell UH-1H Iroquois para la Armada de China Nacionalista. El AIDC es plenamente capaz de construir aviones militares modernos (en la actualidad tiene una licencia de construcción del Northrop F5E/F Tiger II para las Fuerzas Aéreas de China Nacionalis-



A pesar de recibir la denominación nacional T-CH-1, el AIDC de entrenamiento se limita a ser una célula del North American T-28 Trojan de entrenamiento, con morro rediseñado para dar cabida a un motor de turbohélice Avco Lycoming T-54 (foto Aero Industry Development Center).

ta), y su tecnología productiva está respaldada por una capacidad propia para el diseño de aviones, como lo demuestra el **T-CH-1** (presumiblemente las siglas corresponden a Trainer-China-Nº 1), que empezó a elaborarse en noviembre de 1970.

El T-CH-1 ha sido el primer avión dieñado en China Nacionalista, si bien, salvo en lo que respecta a su adaptación a un motor turbohélice (construido también en Taiwan bajo licencia), está basado claramente en la célula del North American T-28 Trojan con motor de pistón, que durante muchos años había sido utilizado por las Fuerzas Aéreas de China Nacionalista en calidad de avión de entrenamiento y en función de ataque ligero a tierra. Se terminaron dos prototipos (**XT-CH-1A** y **XT-CH-1B**), que realizaron sus respectivos vuelos inaugurales el 23 de noviembre de 1973 y el 27 de noviembre de 1974. El segundo fue reformado para entrenamiento de armas y configuración Co-In, capacidad que se conserva en los 50 T-CH-1 encargados para las Fuerzas Aéreas. La producción de estos aparatos comenzó en Tai-chong en mayo de 1976, y a mediados de 1980 se entregaron alrededor de 30 para reemplazar el T-28 en servicio. El entrenamiento básico se realiza en el PL-1B Chienshou, una variante del American Pazmany PL-1 que construye el AIDC bajo licencia, antes de pasar al T-2 o al T-CH-1. Para entrenamiento más avanzado se usan el Lockheed T-33A y el Northrop T-38A Talon.

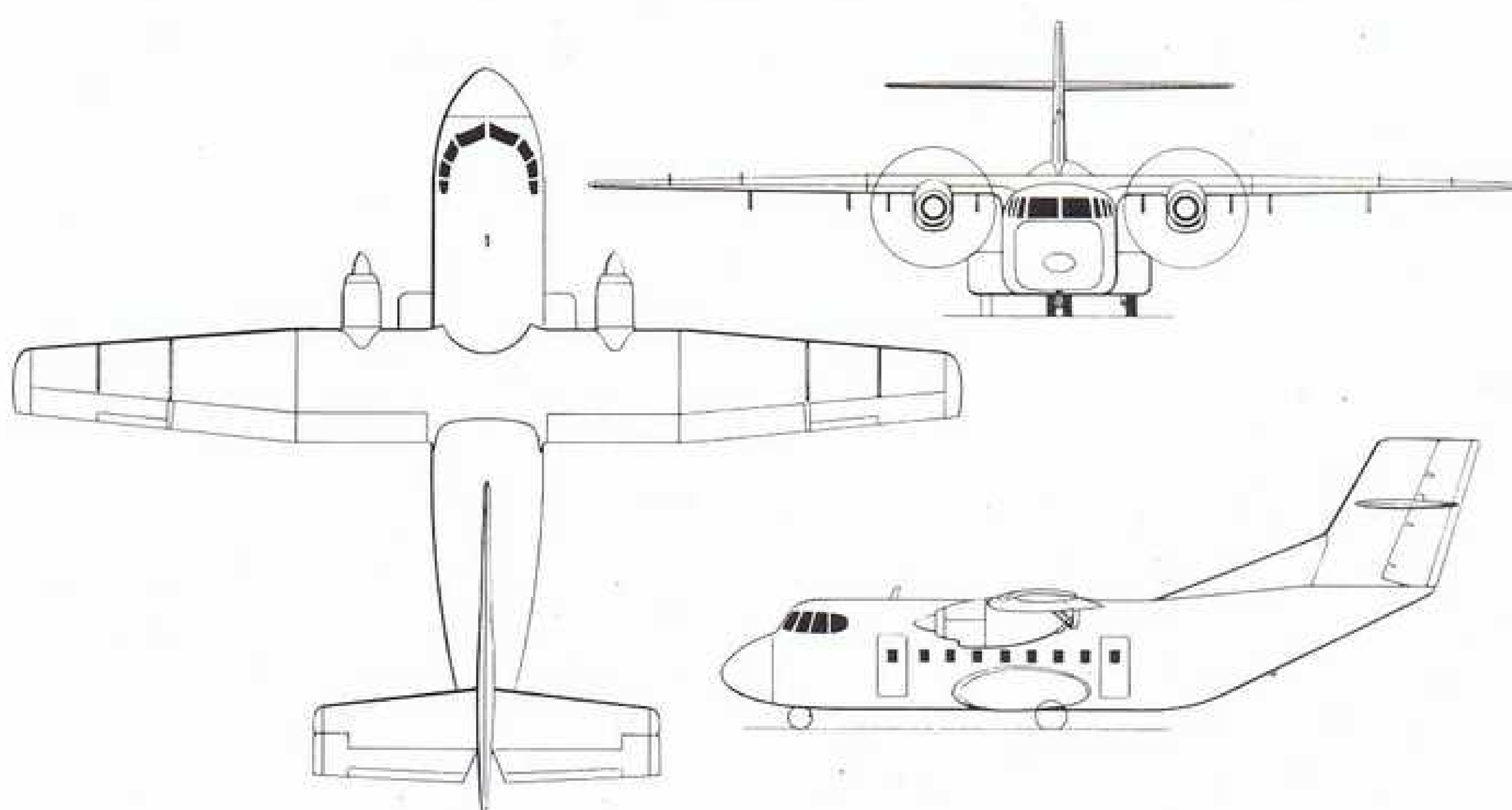
Especificaciones técnicas
Tipo: avión biplaza en tándem de entrenamiento y ataque ligero
Planta motriz: un turbohélice Avco Lycoming T53-L-701 de 1 450 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 4 570 m de altitud, 492 km/h; velocidad máxima de crucero, a 4 570 m de altitud, 407 km/h; velocidad ascensional máxima al nivel del mar 1 036 m/min; techo de servicio 9 755 m; autonomía con combustible máximo 2 010 km
Pesos: vacío 2 608 kg; en despegue, en configuración limpia, 3 402 kg; máximo en despegue 5 057 kg
Dimensiones: envergadura 12,19 m; longitud 10,26 m; superficie alar 25,18 m^2
Armamento: previstas ametralladoras subalares y soportes para cohetes, bombas ligeras, etc.

AIDC XC-2

Historia y notas
El Aero Industry Development Center se estableció en Nankín en 1946, y en 1948 se trasladó a Taiwan. Es la única planta de fabricación de aviones de China Nacionalista, y ha construido una gran cantidad de aviones ligeros para entrenamiento (modificaciones el Pazmany PL-1), helicópteros Bell UH-1H y cazas Northrop F-5E bajo licencia, así como una versión propulsada por turbohélice del North American T-28 de entrenamiento (el T-CH-1 reseñado en la entrada anterior).

En enero de 1973 comenzaron los trabajos del primer diseño enteramente nacional del AIDC, el **XC-2** de transporte; el prototipo voló el 26 de febrero de 1979. Pensado para uso militar y civil, el XC-2 puede operar desde pistas no preparadas y cuenta con una capacidad de cambio muy rápida, pues los cinco asientos en línea dejan paso a una disposición para carga de 3 856 kg, o a una mixta de carga y pasajeros. La rampa de cola puede abrirse en vuelo para permitir el lanzamiento de cargas en paracaídas, y la versión para pasajeros puede incluir eventualmente lavabo, cocina y compartimiento para equipaje. La cabina del pasaje puede presurizarse, y la cabina de mando permite, en una disposición opcional, el acomodo de una tripulación de hasta tres personas. A comienzos de 1981 no se habían dado a conocer detalles de planes de producción.

Especificaciones técnicas
Tipo: transporte biturbohélice con 38 plazas de pasajeros
Planta motriz: velocidad máxima, al nivel del mar, 393 km/h; velocidad de crucero, a 3 050 m de altitud, 370 km/h; techo de servicio 8 015 m; autonomía máxima 1 660 km
Pesos: vacío 7 031 kg; máximo en despegue 12 474 kg
Dimensiones: envergadura 24,90 m; longitud 20,10 m; altura 7,72 m; superficie alar 65,40 m^2


AIDC XC-2.

Air Tractor Model AT-301 Air Tractor

Historia y notas
Leland Snow, actual presidente de Air Tractor Inc., fundó la Snow Aeronautical Company en 1955 para fabricar y desarrollar un avión agrícola de diseño propio. Sin duda era una persona idónea para crear un nuevo y eficaz avión de este tipo, pues varios años de experiencia como piloto agrícola le habían permitido apreciar ciertos defectos de los aviones de esta categoría existentes. El **Snow S-2A** y el **S-2B** recibieron la certificación el 21 de abril de 1959 y el 29 de julio de 1958 respectivamente, y les siguieron los modelos mejorados **S-2C** antes de que la compañía fuera adquirida por Rockwell Standard Corporation en el año 1965.

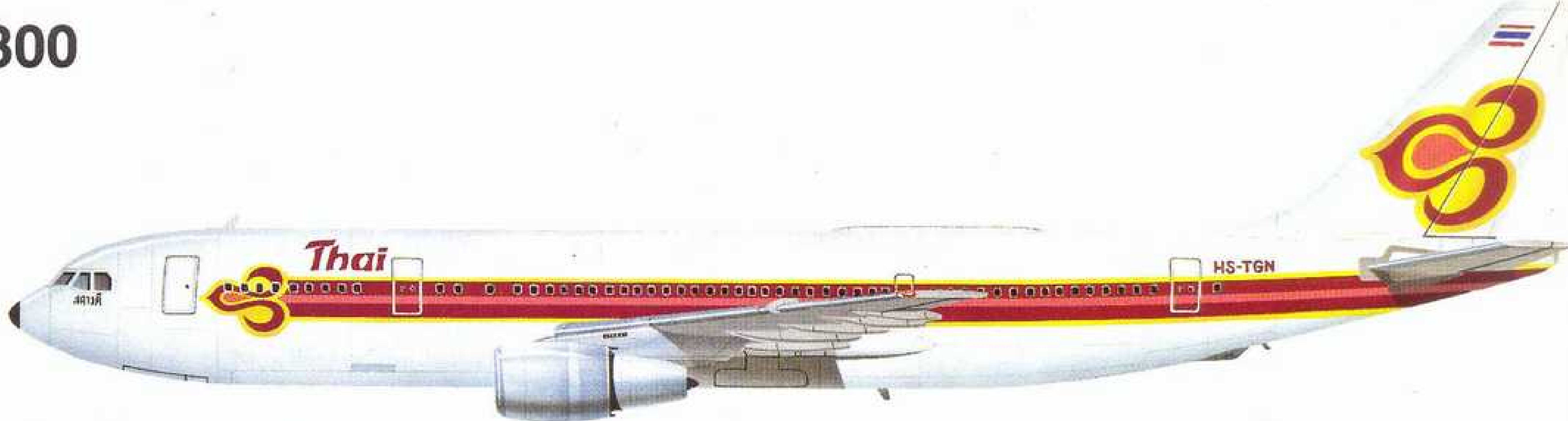
Más tarde, Leland Snow fundó la Air Tractor Inc. para fabricar un nuevo avión agrícola derivado del S-2B. Con la denominación **Model AT-301 Air Tractor**, en setiembre de 1973 volaba un prototipo/ejemplar de preproducción. Este monoplano de ala baja en cantilever está construido íntegramente en metal, salvo la unidad de cola convencional, cuyas superficies de control tienen cubierta textil. El ala incorpora grandes flaps de borde de fuga de tipo Fowler para simplificar las operaciones en campos reducidos; también se ha puesto mucho cuidado en asegurar que la estructura del fuselaje tenga la estanqueidad precisa para impedir filtraciones de elementos químicos corrosivos. De modo semejante, la cabina cerrada del piloto también es estanca, y está provista de ventilación de aire fresco no contaminado. El tren de aterrizaje fijo dispone de rueda de cola y fuertes patas en cantilever, y la planta motriz consiste en un motor radial Pratt & Whitney R-1340 sin cubierta. Los elementos específicos para uso agrícola consisten en un depósito químico de 1 211 litros y un aspersor estándar de 72 picos. Puede incorporarse también de forma optativa un diseminador de productos químicos en polvo.


El Air Tractor es un clásico avión agrícola con rasgos tan típicos como la cabina estanca para impedir la filtración de productos químicos tóxicos, y una estructura de célula anticorrosiva (foto Air Tractor Inc).

Variantes
Model AT-302 Air Tractor: en junio de 1977 voló por primera vez una versión del AT-301 equipada con turbohélice. La planta motriz consistía en un Avco Lycoming LTP 101-600A1A de 600 hp, y entre sus características más sobresalientes destacaban una velocidad máxima de crucero de 266 km/h, autonomía con combustible máximo 644 km, peso vacío equipado con dispositivo de fumigación 1 474 kg, peso máximo en despegue 2 994 kg, longitud 8,99 m
Model AT-302A Air Tractor: semejante en general al Model AT-302, pero acoplando un depósito químico de 1 514 litros para permitir la dispersión económica de productos químicos en polvo de aplicación en tasas altas; peso máximo en despegue 3 266 kg
Model AT-400 Air Tractor: versión del Model 302A con motor más potente, consistente en un turbohélice Pratt & Whitney Aircraft of Canada PT6A-15AG de 680 hp, que permite unas prestaciones ligeramente superiores

Especificaciones técnicas
Air Tractor AT-301 Air Tractor
Tipo: avión agrícola monoplaza
Planta motriz: un motor radial Pratt & Whitney R-1340, de 600 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar 266 km/h; velocidad máxima de crucero, a 1 830 m, 241 km/h; velocidad económica de crucero, a 2 440 m, 225 km/h; autonomía con combustible máximo 563 km
Pesos: vacío equipado 1 656 kg; máximo en despegue 3 130 kg
Dimensiones: envergadura 13,72 m; longitud 8,23 m; altura 2,59 m; superficie alar 25,08 m^2

Airbus Industrie A300



Airbus Industrie A300B4 de la Thai Airways International.

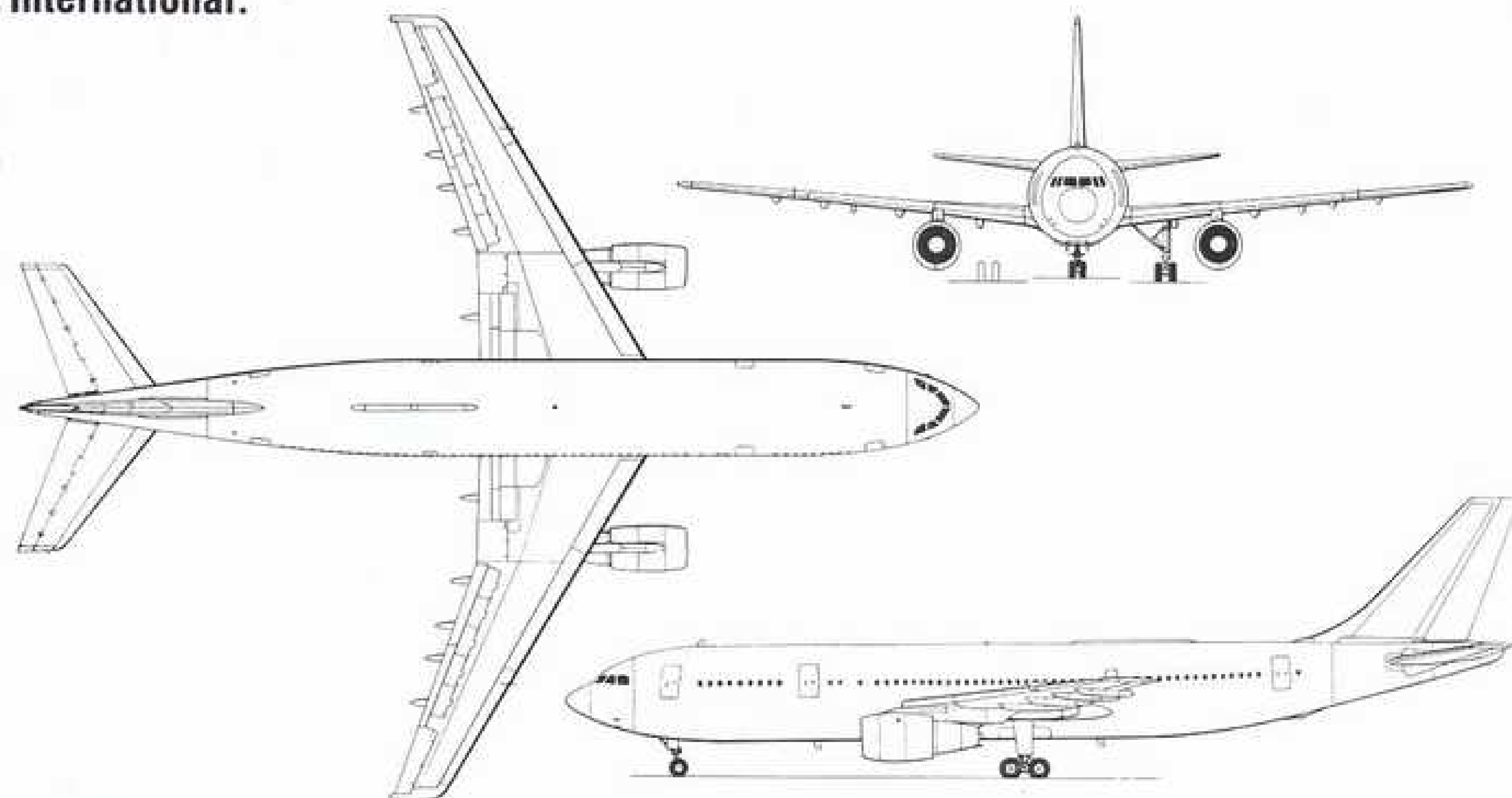
Historia y notas

Casi al mismo tiempo que la Boeing finalizaba en EE UU el diseño del que sería el primer transporte comercial del mundo de gran tamaño, el 747 que voló por primera vez a comienzos de 1969, en Europa se empezó a trabajar en el diseño y fabricación de un avión de transporte de alcance medio y gran capacidad. Tal como se enfocó la cuestión al principio, los requisitos iban dirigidos a usuarios muy diferentes de aquellos a los que Boeing esperaba vender el 747, avión pensado para alcances de aproximadamente 9 650 km con casi 400 pasajeros.

Los trámites para el logro del avión europeo comenzaron con el establecimiento en Gran Bretaña de una comisión de trabajo para estudiar un transporte de corto alcance con bajo coste de operación. Sin embargo, el pedido de la BEA de un sucesor del Vickers Vanguard hizo variar los planteamientos iniciales de la comisión. En Francia, la Breguet, la Nord-Aviation y la Sud-Aviation realizaban estudios similares y en 1965 la exhibición aérea de París sirvió como catalizador para que los fabricantes de Francia y Alemania se reunieran a discutir. De allí surgió el Studiengruppe Airbus, fundado en Alemania por los más importantes productores de aviones.

El transporte de 200 plazas que había parecido ideal a la BEA se utilizó como base teórica de discusión en un simposio de ocho líneas aéreas reunido en Londres a fines de 1965. No les llevó mucho tiempo acordar que esta capacidad de asientos era demasiado modesta, habida cuenta de la necesidad de limitar los costes de operación por plaza y por kilómetro a la cifra más baja posible; además, el previsible crecimiento en gran escala del tráfico aéreo hacía esencial un avión de gran capacidad, si se quería mantener dentro de unos límites razonables el duro trabajo de los controladores del tráfico aéreo. En el denso espacio aéreo europeo, un vuelo de un transporte con 300 plazas parecía infinitamente preferible a tres vuelos distintos de aviones de 100 plazas.

Durante los años 1965-66 hubo varios agrupamientos de fabricantes europeos que realizaron propuestas de diseño para el nuevo transporte. Hawker Siddeley, Breguet y Nord encabezaban el movimiento con cinco propuestas, y su primer HBN-100 con motores turbofan de nueva tecnología y capacidad para 200-300 plazas, acorde con la longitud del fuselaje, despertó considerable interés. La Sud-Aviation presentó entonces un diseño muy similar en conjunción con la Dassault, el Galion de 241/269 plazas. Fueron estas dos propuestas las que, tanto compañías aéreas como gobiernos, estudiaron en profundidad, pues no cabía duda ya en esta temprana etapa de que los costes de desarrollo requerirían la cooperación internacional tanto de gobiernos como de productores. Con esta convicción, se invitó a Alemania Occidental a unirse a un consorcio para el diseño, desarrollo y producción de un «airbus» europeo que, como ya se había acordado por entonces, debía basarse en la propuesta de diseño del HBN-100. El título inicial de la representación industrial alemana en el consorcio fue el de Arbeitsgemeinschaft Airbus, que se convirtió luego, el 4 de setiembre de 1967, en Deutsche Airbus GmbH. Hawker Siddeley fue el socio británico, y por parte francesa se prefirió la Sud-Aviation, en vez de la Nord-Aviation, debido a los estrechos vínculos que se habían establecido entre esta compañía y Hawker gracias al proyecto Concorde. La agrupación inicial de fabricantes de motores para «airbus» reunió a MAN Turbo, Rolls-Royce y SNECMA.



Airbus Industrie A300B4.

Las plantas motrices originariamente consideradas como alternativas por el grupo HBN fueron los turbofan de tecnología avanzada Pratt & Whitney JT9D y Rolls-Royce RB.178-51. Rolls-Royce propuso posteriormente el RB.207, una versión más potente desarrollada a partir del RB.178 de turbina de tres rodetes. Los acontecimientos que tuvieron lugar en EE UU a mediados de 1966 introdujeron otro cambio aún, pues la American Airlines hizo llegar a los fabricantes de EE UU el pedido de un transporte nacional de gran tamaño y trayecto corto /medio, lo cual llevó al diseño, desarrollo y producción del Lockheed L-1011 TriStar y del McDonnell Douglas DC-10. Ambos requerían motores de un empuje de unos 18 144 kg. Se escogió el CF6 de General Electric para el DC-10 y el RB.211, propuesto por Rolls-Royce, para el TriStar. Con pedidos en firme para el TriStar y dado el escaso interés por esa época de la European Airbus, Rolls Royce se concentró en el desarrollo del RB.211, de tal modo que el RB.207 no llegó a materializarse.

El 28 de mayo de 1969, Francia y Alemania Occidental decidieron seguir adelante con el desarrollo del European Airbus, al que se dio la denominación general **A300**, y en setiembre de 1969 comenzaba la construcción del **A300B1.** La falta de pedidos y de entusiasmo por este proyecto, a pesar de los previsores contactos de fabricantes británicos, franceses y alemanes, fue la causa de que el gobierno británico no se integrara como miembro del consorcio. Hawker Siddeley financió por separado una parte de los costes de desarrollo, de modo que la compañía pudo participar en lo que consideraba un proyecto importante. En cambio, los Países Bajos, representados por Fokker-VFW, y España, por Construcciones Aeronáuticas SA (CASA), se sumaron al grupo inicial de fabricantes.

En diciembre de 1970, se fundó la Airbus Industrie para administrar el desarrollo, fabricación, comercialización y apoyo del A300. Aérospatiale, de la que Sud-Aviation se había convertido en parte integrante, fue responsable de la fabricación de toda la proa del fuselaje (incluida la cabina de mando), la parte inferior del fuselaje central y los soportes para los motores, así como del montaje final. Deutsche Airbus se encargó de la mayor parte de la estructura del fuselaje (incluyendo el fuselaje delantero entre la cabina de mando y la caja alar), el fuselaje central superior, el fuselaje trasero, la deriva y el timón de dirección. Hawker Siddeley Aviation, ahora British Aerospace, diseñó las alas y trabajó en colaboración con Fokker VFW, ahora Fokker, en la construcción de las superficies móviles de las alas. La empresa española CASA es responsable de las superficies horizontales de cola, las puertas prin-



Pese a las esperanzas de la Airbus Industrie de introducirse en el mercado norteamericano, sólo ha recibido hasta ahora un único pedido de la Eastern Air Lines, que opera dos A300B2 y 12 A300B4 (foto Eastern Air Lines).

cipales del fuselaje y las compuertas del tren de aterrizaje.

Se eligió para el A300 el turbofan General Electric CF6 que McDonnell Douglas había escogido para el DC-10. Pero mientras que el DC-10 era un trirreactor, los requisitos del avión europeo podían cumplirse satisfactoriamente con el empleo de dos grandes turbofans montados en soportes subalares. Fue este un detalle previsor del diseño, pues virtualmente se puede colocar cualquier motor de turbina del orden de los 22 500 kg de empuje según las preferencias de cada usuario en particular. Así, en la primavera de 1980 SAS utilizaba dos A300 (de un total de 4, más ocho opciones encargadas) con turbofans Pratt & Whitney JT9D-59A de 24 040 kg de empuje, y también Iberia y Garuda Indonesian/ Airways han solicitado motores Pratt & Whitney para sus pedidos pendientes. Los motores CF6 se montan en barquillas prácticamente idénticas a las del McDonnell Douglas DC-10-30, y de hecho es este fabricante el que suministra las barquillas. Sin embargo, en Francia se montan motores General Electric bajo licencia por SNECMA, y SNECMA y MTU construyen en Alemania bajo licencia un cierto porcentaje de las piezas del motor.

A partir del momento en que Francia y Alemania Occidental decidieron seguir adelante con la construcción del primer prototipo en 1969, sólo ha habido un cambio importante en el diseño de la célula, a saber, un aumento de 0,08 m en el diámetro del fuselaje para compatibilizarlo con las bodegas de carga de los transportes norteamericanos y permitir el intercambio de contenedores de carga estándar adoptados por EE UU. En otros aspectos, los cambios se han limitado a mejoras de detalle y así se ha dado por concluido el diseño, y ha empezado la producción.

Una característica avanzada del A300 es el ala diseñada por Hawker Siddeley. Tiene una flecha moderada hacia atrás, de 28°, pero la sección especial del ala proporciona una buena distribución de sustentación a través de toda la cuerda. Esto ha permitido la construcción de un ala más gruesa y estructuralmente más eficiente, que no sólo mejora las prestaciones a baja velocidad, sino que también ofrece mayor capacidad de combustible. Incorpora flaps de borde de ataque, flaps de borde de fuga de ranura doble tipo Fowler, alerones de alta velocidad (interiores) y de baja velocidad (exteriores), más deflectores aerodinámicos delante de los flaps, en las superficies superiores de las alas, tres de los cuales actúan como amortiguadores de sustentación y cuatro como aerofrenos en cada ala. Los alerones de alta velocidad se abaten cuando se accionan los flaps, y los flaps Fowler incrementan la cuerda del ala en un 25 % cuando está totalmente extendidos. Todos los controles de vuelo son asistidos y funcionan a través de un triple sistema hidráulico sin reversión manual. Así pues, los tres circuitos hidráulicos dan prioridad a los alerones, timones de profundidad y timón de dirección; además, cada uno de los tres circuitos cumple tareas secundarias, algunas de las cuales tienen cobertura duplicada. En la eventualidad de que fallaran ambos motores, y, en consecuencia, la bomba hidráulica impulsada por el motor, otra bomba hidráulica movida por turbina de aire proporcionaría potencia auxiliar para la función esencial de control de vuelo. El tren de aterrizaje triciclo retráctil tiene dos ruedas en la pata del morro, y cuatro ruedas, montadas en dos boogies de dos ruedas en tándem, en cada pata principal. La capacidad de acomodo de pasajeros varía de acuerdo con la función y las necesidades de cada compañía en particular; el avión **A300B2/B4** prevé tres tripulantes en la cabina de mando, y una disposición de asientos para pasajeros que varía desde 220 hasta un máximo de 336.

La construcción del primer A300B1 comenzó en setiembre de 1969 y este avión (inicialmente F-WUAB) realizó su primer vuelo el 28 de octubre de 1972, mientras que el segundo avión del mismo tipo (F-WUAC) voló el 5 de febrero de 1973. Los dos primeros aviones A300B2, que representan la versión básica de producción, volaron el 28 de junio de 1973 (F-WUAD) y el 20 de noviembre de 1973 (F-WUAA), y estos cuatro aviones efectuaron un total de unas 1 600 horas de vuelo antes de que Francia y Alemania les concedieran la certificación, el 15 de marzo de 1974. La certificación FAA, que incluía aproximación automática y aterrizaje en condiciones atmosféricas de categoría 2, llegó el 30 de mayo de 1974. La certificación de la categoría 3A se le concedió el 30 de setiembre de 1974.

Los primeros A300B2 entraron en servicio para Air France el 30 de mayo de 1974, operando en la ruta París-Londres de esta compañía, y produjeron sobre los pasajeros un impacto favorable inmediato. Cómodos y silenciosos en la cabina, estos aviones agradaban también a quienes vivían en las proximidades de los aeropuertos, pues los motores de la nueva generación eran notablemente más silenciosos que los de la mayoría de los transportes aéreos. La continuación de las operaciones probó que los reclamos de la publicidad no habían sido exagerados, pues los A300 eran económicos y fiables y, para colmar el enorme respeto que estos aviones se ganaban, las tripulaciones de tierra encontraron que resultaban fáciles de operar y de mantener. A pesar de las excelentes demostraciones de este nuevo avión de línea, los encargos fueron de lenta materialización. Debe haber habido momentos, a mediados de la década de los setenta, en que la administración de Airbus Industrie pasó noches enteras en vela preguntándose si la negativa británica a unirse al consorcio, como consecuencia de sus temores acerca de las perspectivas de venta, no era justificada. Para agravar la situación, en 1976 se vendió sólo un A300, y el total de ventas al finalizar el año 1977 se limitaba a 53 pedidos en firme y 41 opciones. Una vez más, parecía que un avión comercial europeo, pese a sus ventajas, no iba a poder introducirse en un mercado dominado por la industria de la aviación de EE UU.

El año 1979 significó un cambio de suerte; el 6 de abril de 1978 la Eastern Air Lines compró cuatro A300B4 que había utilizado a prueba durante 6 meses, a lo que siguió un encargo de 34 aviones más (25 firmes, 9 opciones). De hecho, durante el año 1978 se registraron un total de 70 pedidos en firme (más 27 opciones), lo que duplicaba con creces la cartera de pedidos y estimuló la confianza del consorcio. También en 1978 se decidió proceder al desarrollo y producción del A310 Airbus de fuselaje corto, pensado para operaciones de trayecto corto/medio. En relación con este nuevo proyecto, el gobierno británico decidió ingresar en el grupo en calidad de socio y asumir todos los riesgos inherentes. Así, en 1980, Aérospatiale y Deutsche Airbus tenían una participación del 37,9 % cada una, British Aerospace el 20 % y CASA el 4,2 %.

Las versiones iniciales A300B2 y A300B4 se diferenciaban en la distinta capacidad de combustible y en el peso bruto, y el B4 de mayor alcance introdujo flaps Krueger en los bordes de ataque de las raíces de ala para mejorar el rendimiento en despegue. El desarrollo ha sido modesto; junto a un 10 % de aumento en el empuje del motor, se ha conseguido operar con pesos mayores sin afectar las prestaciones. Se ha desarrollado una versión de carga convertible con la denominación **A300C4**, con una amplia puerta de carga situada a babor de la cabina principal, que presenta el suelo reforzado y un sistema de detección de humos. Utilizable como avión de carga, mixto de carga y pasaje o sólo de pasajeros, el primero de estos A300C4 se entregó a Hapag-Lloyd Fluggesellschaft a principios de 1980.

A comienzos del verano de 1980 había un total de 275 pedidos del A300 (194 en firme, 81 opciones), de los cuales se habían entregado ya 93. Estas cifras no incluyen pedidos y opciones del A310. En consecuencia, Airbus Industries tenía muchos motivos para ser optimista, pues aun cuando fallaran los planes de crecimiento de líneas aéreas estimados para la década de los noventa este económico y fiable avión de línea no puede dejar de obtener un mercado importante.



El usuario nacional Trans-Australia Airlines tiene en servicio o bajo pedido un total de cuatro Airbus Industrie A300B4, aviones de línea de gran tamaño que darán a la compañía un notable incremento de su capacidad en las rutas de alcance corto/medio (foto Trans-Australia Airlines).

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte comercial de gran capacidad y alcance corto/medio
Planta motriz: 2 turbofans General Electric CF6/50C2 de tecnología avanzada, de 23 814 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima de crucero, a 7 620 m, 911 km/h; velocidad de crucero de largo alcance, a 9 450 m, 847 km/h; autonomía con 269 pasajeros y equipaje 5 930 km; autonomía con combustible máximo 7 040 km
Pesos: vacío 79 835 kg; máximo en despegue 165 000 kg
Dimensiones: envergadura 44,84 m; longitud 53,62 m; altura 16,53 m; superficie alar 260 m^2
Usuarios: Air Afrique, Air France,

Air Inter, Alitalia, Cruzeiro, Eastern Air Lines, Egiptair, Garuda, Hapag/Lloyd, Iberia, Indian Airlines, Iran Air, Korean Air Lines, Laker Airways, Lufthansa, Malaysian Airline System, Olympic Airways, Pakistan International, Philippine Airlines, SAS, Singapore Airlines, South African Airways, Thai International, Toa Domestic Airways, Trans-Australia Airlines, Trans European, Tunis Air, y otros

Airbus Industrie A310

Historia y notas

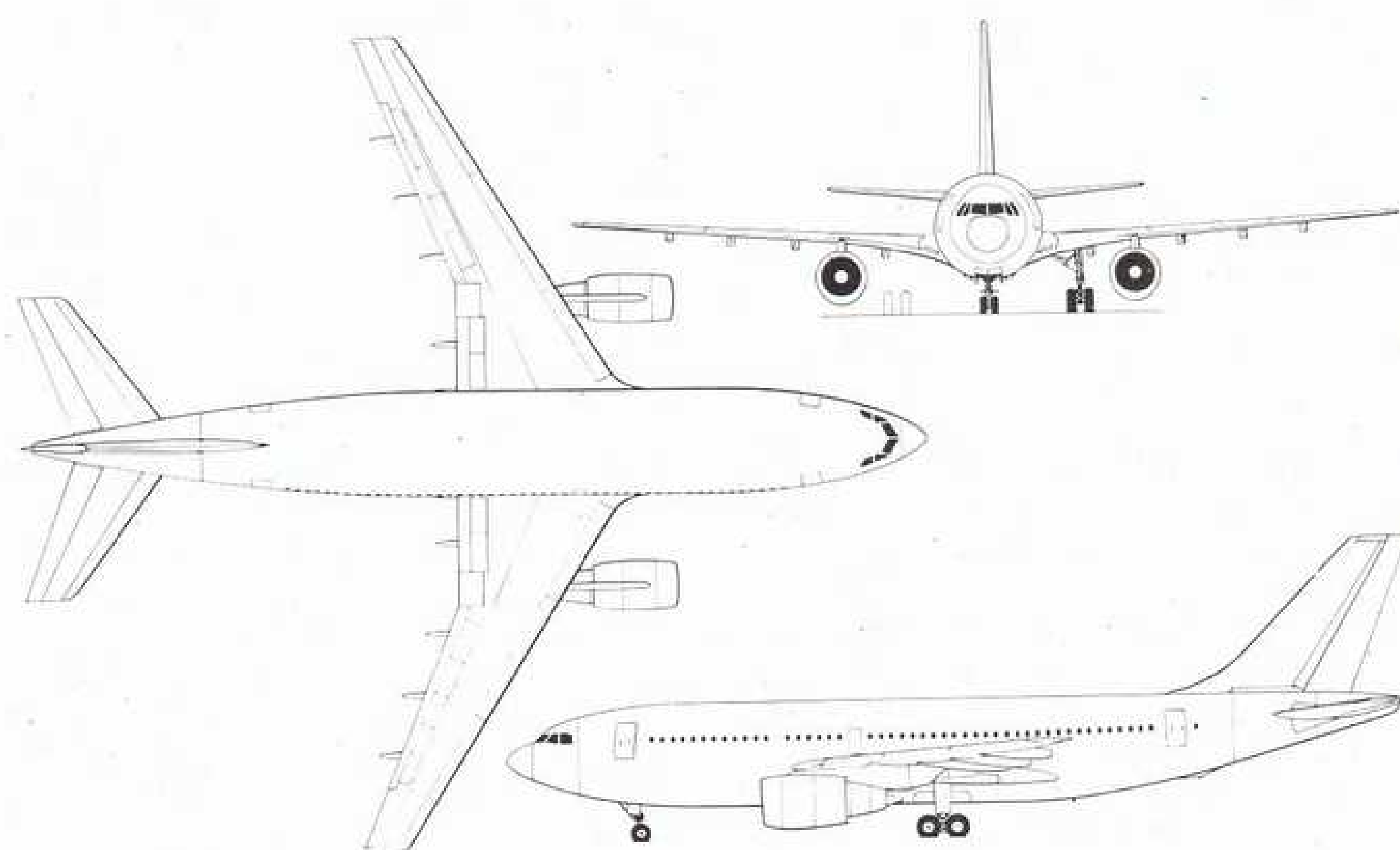
Desde los primeros días del programa «European Airbus», una de las mayores dificultades con que se enfrentó el equipo de diseño fue la ausencia de una orientación clara, por parte tanto de las líneas aéreas europeas como de las del resto del mundo, acerca de los requisitos específicos de un avión de línea de gran capacidad y trayecto corto. Consecuencia de ello fueron las propuestas para toda una familia de hasta 11 variantes en algún momento, la décima de las cuales (A300B10) estuvo muy influida por los requerimientos de un avión muy económico y de menor capacidad por parte de la British Airways. Aunque la compañía de transportes de bandera británica había mostrado escaso interés en la propuesta del Airbus, en los años siguientes muchos usuarios europeos manifestaron un creciente entusiasmo por una versión con capacidad para unas 200 plazas, especialmente si tal avión podía ofrecer una economía de combustible semejante a la demostrada por el A320B2/B4 ya en servicio. Ante el creciente interés, así como por una comprensión más precisa de los requisitos, se terminó el diseño y la disposición interior de la variante de menor capacidad, denominada ahora **A310,** y se tomó en julio de 1978 la decisión de proseguir con su desarrollo.

El proceso de fabricación posibilita el aprovechamiento de muchos componentes comunes del A300 y el A310, ya que el último es básicamente una variante del primero con fuselaje más corto. Las plantas motrices estándar son versiones de menor empuje de los motores CF6 y JT9D, y el Rolls-Royce RB.211-524B4 también está a disposición si lo requiere algún cliente particular. Otros cambios comprenden nuevos soportes de motor, modificaciones en el tren de aterrizaje y la unidad de cola, y nuevas alas especialmente diseñadas por la Hatfield/Chester Division de la British Aerospace. Aunque las alas del A310 son estructuralmente semejantes a las del A300, se diferencian de éstas en sus cualidades aerodinámicas y proporcionan un coeficiente de sustentación de 3,1, en comparación con el 2,8 del diseño anterior. Este progreso se debe en parte a las continuadas investigaciones de la British Aerospace, pero en la época en que se abrigaba tanta incertidumbre acerca de si esta compañía se convertiría en miembro activo del consorcio, VFW inició el diseño de un ala para el A310. En consecuencia, el diseño final se beneficia del trabajo de ambos equipos. La pretendida mayor eficiencia aerodinámica de esta ala en cualquier régimen de vuelo, unida a la utilización óptima del espacio disponible de la cabina, deben poner al A310 en condiciones de demostrar una excepcional relación «combustible por plaza», cuando entre en servicio a principios de 1983.

Las variantes previstas incluyen el **A310/100** básico de corto alcance, el **A310/200** de alcance medio, el **A310C-200** convertible (mixto de carga y pasaje), y el carguero **A310F/200.** Hacia el verano de 1980 se habían encargado 129 aviones en total (63 pedidos en firme y 66 opciones), con motores General Electric o Pratt & Whitney. La tripulación estándar del A310 será de tres hombres, y el acomodo para pasajeros podrá variar, según las necesidades del usuario, desde una disposición típica de 214 plazas en clase mixta (18 asientos de primera clase en filas de 6), hasta una configuración de clase única de gran densidad para un máximo de 255 pasajeros.



Airbus Industrie A310 de la Bristish Caledonian Airways.



Airbus Industrie A310.

Especificaciones técnicas

Airbus Industrie A310-100

Tipo: transporte comercial de gran capacidad y alcance corto/medio
Planta motriz: 2 turbofans General Electric CF6-45B2A de tecnología avanzada, con un empuje de 21 092 kg
Prestaciones: (estimadas) velocidad máxima de operación 667 km/h; autonomía con 234 pasajeros y reservas 3 395 km
Pesos: vacío 75 389 kg; máximo en despegue 121 000 kg
Dimensiones: envergadura 43,90 m; longitud 47,21 m; altura 15,81 m; superficie alar 219,89 m²
Pedidos: Air Afrique, Air France, Austrian Airlines, British Caledonian Airways, KLM, Lufthansa, Martinair, Sabena, Swissair y otros



El Airbus Industrie A310 es en esencia una versión en escala reducida del A300, con una nueva ala de características superiores en el vuelo a velocidades bajas y en vuelo de crucero (foto Airbus Industrie).

Blitzkrieg en Europa: capítulo 2.°

Polonia aplastada

El 1.° de setiembre de 1939 la profunda penetración, por tierra y aire, de una masiva fuerza de choque alemana, cuarteó las líneas defensivas polacas: la blitzkrieg había comenzado. En los días siguientes, una serie de devastadores bombardeos forjaron la terrorífica fama de los Stuka.

Los ataques de la Luftwaffe comenzaron el 1.° de setiembre de 1939 a las 4.26, cuando la Kette (sección) del teniente Bruno Dilley, integrada por tres bombarderos en picado Junkers Ju 87B-1 del 3.er Staffel (escuadrón) de la Stukageschwader 1 (3./StGl) fue aerotransportada para un ataque al puente sobre el Dirschau, un eslabón importantísimo en el Corredor Polaco. Este Staffel formaba parte de nueve Gruppen (alas) de bombarderos en picado que participaban en la campaña, que el primer día sumaba una fuerza de 336 Ju 87 (288 listos para el combate). Las unidades comprendían el 1.er Gruppe de la StG1 (I/StG1), IV (Stuka)/LG 1, II y III/StG2 y el 4. (Stuka)/Trägergruppe 186 de la Luftflotte I de Kesselring; el III/StG151, afectado a la Luftflotte III; y el I/StG76, I y II/StG77, más I/StG2 en el sur, bajo la Luftflotte IV. Los objetivos elegidos para la acción de los Stukagruppen eran aeródromos, puentes, vías férreas y concentraciones de tropas. Fue en Polonia donde los Stuka conquistaron su legendaria y terrorífica reputación. Las maniobras requeridas para el picado tenían que comenzar a una altura entre los 3 600 y los 4 250 m, y el ángulo oscilaba entre 65° y la vertical, con los frenos de picado extendidos. La precisión del ataque en picado era extraordinaria, ya que un piloto medio podía lanzar con relativa facilidad una SC250 de 250 kg y cuatro SC50 de 50 kg dentro de un radio de 55 m. Los ataques de bombardeo en picado sobre tropas provocaron una desmoralización sin precedentes. La oposición que los Stukagruppen encontraron en Polonia fue mínima. En el

Una Kette de Junkers Ju 87B Stuka se dirige al frente, con parte de la carga de bombas visible bajo las alas. Las nutridas formaciones de Stuka eran capaces de desarrollar una potencia de fuego táctico devastadora (foto John McClancy).





Con toda razón, los Junkers 87 Stuka se convirtieron en una de las armas alemanas más temidas de los primeros años de la guerra. En la foto, armeros cargando de bombas un Stuka (foto MARS).

curso de la campaña los alemanes tan sólo perdieron 31 Ju 87.

Un papel importante correspondió a una unidad especializada en ataque a tierra, el II (Schlacht)/LG2, equipado con biplanos Henschel Hs 123A-1 afectados a la Luftflotte IV. Unos 37 Hs 123 fueron enviados desde Alt-Rosenberg para atacar las concentraciones de tropas polacas. La movilidad de esta unidad se refleja en la cantidad de aeródromos que utilizó durante la breve campaña: primero, Alt-Rosenberg; luego, Witkowice; de allí a Wolborz, y más tarde a otras cuatro bases, entre ellas Piastow y Zalesie-Uleniec. El personal de tierra, los repuestos, el combustible, el petróleo y las municiones eran transportados por Ju 52/3m hasta cada nueva base inmediatamente después del avance alemán. Además de los citados Stukagruppen y del II (Schlacht)/LG 2, se utilizaron contra objetivos tácticos y estratégicos los elementos de bombardeo medio de la Luftwaffe. En estos cometidos intervinieron nueve Kampfgruppen (alas de bombarderos) equipados con Dornier Do 17 (principalmente los Do 17Z-1 y Z-2, más cierta cantidad de tipos Do 17M-1), a los que se sumaron 15 Gruppen de Heinkel He 111 encuadrados en las KG 1, KG 26, KG 27 y Lehrgeschwader 1, de la Luftflotte I, y en la Kampfgeschwader 4 «General Wever», de la Luftflotte IV.

Bombas sobre Varsovia

Un Staffel de Do 17Z-2 del III/KG 3 fue aerotransportado desde Heiligenbeil, en Prusia Oriental, a las 5.30 del 1.° de setiembre para el ataque en las proximidades del puente del Dirschau. En otros sitios, las KG 2, KG 3, KG 75 y KG 77 atacaron aeródromos y otros objetivos militares. La capital política, Varsovia, fue atacada la primera mañana; aviones de la LG 1 de Prusia y He 111 de la KG 27, tras una jornada de 750 km desde su base en el este de Alemania, realizaron intensos raids sobre la ciudad. Al mismo tiempo, las I y III/KG 4 atacaban instalaciones militares en Lwow. La «Hindenburg» Geschwader (KG 1) realizó misiones con sus bombarderos He 111 H-1 contra instalaciones navales, puertos y baterías costeras situadas en el Báltico. Como en el caso de los Stukagruppen, la oposición a los raids fue mínima y durante la campaña sólo se perdieron 78 bombarderos medios, la mayoría de ellos abatidos por fuego antiaéreo.

El poderoso Bf 110

Además de su función de bombardero y escolta, las Geschwader de cazas tenían la misión de interceptar y contestar a la reacción de las Fuerzas Aéreas Polacas durante los dos primeros días del asalto. En Polonia, el Messerschmitt Bf 110C-1 de gran alcance, el Zerstörer (Destructor), logró considerables éxitos en combate. Este gran caza bimotor contaba con dos motores Daimler-Benz DB 601A-1, con una potencia de 1 050 hp al nivel del mar cada uno, y de 1 200 hp en combate a 3 600 m; la velocidad máxima ascendía a 540 km/h a 6 000 m, superior a la de cualquier caza polaco e incluso de los Morane-Saulnier M.S.406 de la Armée de l'Air francesa y del Hurricane Mk I (hélice Watts) de la Royal Air Force. El Bf 110 tenía una gran capacidad de ataque, con dos cañones Rheinmetall MG-FF de 20 mm de calibre y cuatro ametralladoras MG 17 de 7,92 mm apuntadas por una mira de reflexión Zeiss Revi C.12/C. El depósito interno de combustible permitía una autonomía de 910 km con un techo económico de crucero de 6 700 m. Era una sólida plataforma de tiro, tenía buena aceleración en picado, una excelente trepada y facilidad de manejo; pero la carga alar (156,6 kg/m^2) era excesiva, y cuando el Bf 110 tuvo que enfrentarse con los cazas P.Z.L. P.11, más lentos pero más ágiles, su lento alabeo y pobres características de giro demostraron ser grandes inconvenientes. Las unidades que utilizaron Bf 110C-1 en la campaña polaca fueron el I/ZG 1 i el I (Zerstörer)/LG 1, de la Luftflotte I, y el I/ZG 76 de la 2. Fliegerdivision, Luftflotte IV. Durante la primera mañana, los I(Z)/LG 1 acompañaron a los He 111 y los Do 17 sobre Varsovia, mientras que los I/ZG 76 escoltaban a la KG 4 en el ataque a Cracovia. Se enviaron otras misiones a Poznan, Gniezno, Lwow y otros escenarios. Los combates con los cazas de las Fuerzas Aéreas polacas tuvieron lugar en la tarde del 1.° de setiembre, cuando las brigadas de cazas polacos con base en Zielonka y en Poniatow despegaron para combatir a los bombarderos de la KG 27 escoltados por los Bf 110 del I(Z)LG 1. Los pilotos de los Zerstörer cometieron el error inicial de pretender seguir las evoluciones de los pequeños P.Z.L. P.11, pero más tarde corrigieron la situación y utilizaron las tácticas de picado y trepada. Fueron abatidos cinco cazas polacos sin bajas para el Gruppe. Sobre Lodz, en la tarde del día siguiente, el 1. y el 2./ZG 76 perdieron dos Bf 110, a cambio de tres cazas P.Z.L. que se informó haber destruido. El 3 de setiembre, en una segunda batalla sobre Varsovia, el I(Z)LG 1 volvió a destruir cinco cazas polacos, por un solo Bf 110 perdido. A partir de ese momento, la capacidad de combate de los cazas polacos decayó de tal modo que los Zerstörergruppen y los Jagdgruppen (alas de cazas) fueron retirados de sus misiones de patrulla aérea de combate y de escolta, y se destinaron al ataque a tierra. Los Zerstörergruppen informaron haber destruido 68 aviones polacos, con la pérdida de 12 Bf 110, durante el periodo comprendido entre el 1.° y el 28 de setiembre.

El éxito logrado por las unidades de Bf 110 no fue igualado por los Gruppen que utilizaban los formidables aviones de caza Messerschmitt Bf 109, pues los combates, durante el corto periodo en que la Fuerza Aérea Polaca logró pelear, se libraron muy por detrás del

Hitler observa cómo unos 400 aviones de la Luftwaffe aplastan la resistencia en Varsovia el 24 de setiembre, día en que arrojaron 500 tm de explosivos y bombas incendiarias (foto MARS).





Dornier Do 17Z
Las operaciones de la II Guerra Mundial mostraron que el Dornier Do 17Z estaba demasiado poco armado y protegido, de modo que muy pronto fue sustituido como bombardero medio. En la ilustración, Do 17Z-2 del Stab III/KG 3, con base en Heiligenbeil, Prusia Oriental, durante la campaña polaca.

frente y, en consecuencia, fuera del alcance de los Bf 109. Debido a la necesidad de mantener una reserva estratégica en Alemania, se limitó la asignación de las unidades de Bf 109 al I (Jagd)/LG 2 y al JGr. 101 en la 1. Fliegerdivision, I/JG 1 y I.JG 21 en el Luftwaffenkommando Ost-Preussen y JGr. 102 controlado por el Fliegerführer zbV. El I/JG 1 y el I/JG 21 fueron llevados nuevamente a Alemania durante las primeras dos semanas de operaciones en Polonia. Muchas unidades continuaron operando con el Bf 109D-1 que, equipado con un motor Junkers Jumo 210D de 680 hp, era marcadamente inferior a los últimos tipos de los Aliados. Sin embargo, se produjo un reequipamiento en gran escala con los Bf 109E-1 (Daimler-Benz DB 601A) potenciados, de modo que se mantuvo la capacidad de combate del arma de cazas de la Luftwaffe. En Polonia, los Jagdgruppen adquirieron una riquísima experiencia al operar bajo tiendas y a partir de pequeños campos y pistas de barro que los ingenieros habían convertido a toda prisa en algo parecido a un aeródromo. La vulnerabilidad al fuego de tierra produjo la pérdida de 67 Bf 109, durante el periodo ya mencionado.

Diversificación del esfuerzo

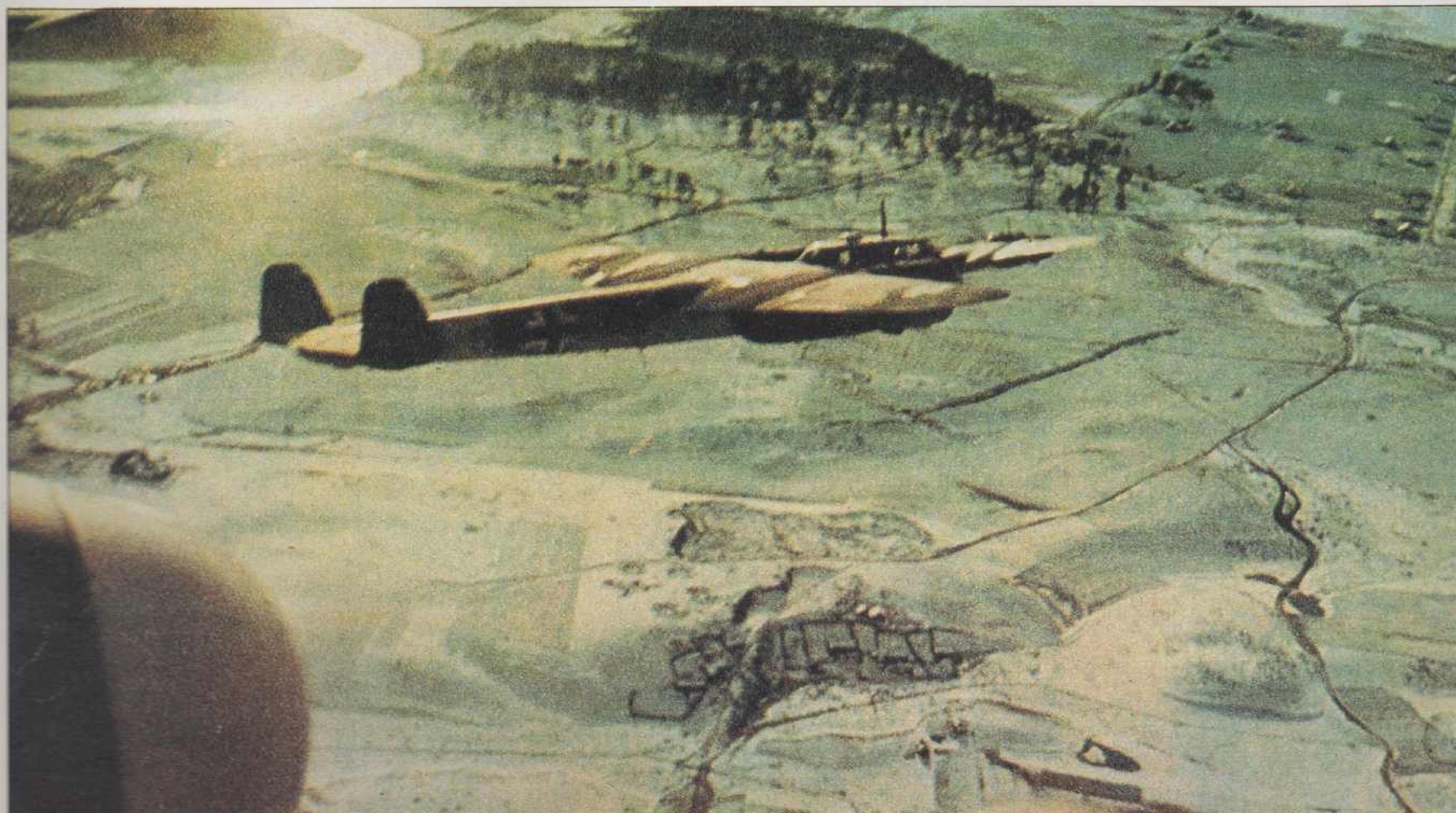
Hacia el 3 de setiembre, aunque la industria de la aviación y las Fuerzas Aéreas Polacas seguían siendo los objetivos prioritarios, fue posible una cierta diversificación del esfuerzo, que se dirigió entonces de manera predominante a reducir las bolsas de resistencia polaca que la marea del avance alemán había dejado tras de sí. A partir de ese momento, el esfuerzo de la Luftwaffe se concentró de lleno en el apoyo a los ejércitos. En el periodo comprendido entre el 6 y el 10 de setiembre, los ejércitos alemanes avanzaron hasta Varsovia. El 3.° y 4.° Ejércitos lo hicieron desde el noroeste, y el 8.° y 9.° Ejércitos vía Radom y Lodz. El único contraataque vigoroso y coherente que realizaron las fuerzas polacas ocurrió el 9 de setiembre, cuando los Ejércitos de Poznan y de Pomerania frenaron el avance alemán en el río Bzura (en un lugar situado 80 km al oeste de Varsovia), diezmaron la 30.ª División de Infantería y obligaron a retroceder a tres divisiones del 8.° Ejército alemán antes de que llegaran los refuerzos del 10.° Ejército. Al mismo tiempo que comenzaba la batalla del Bzura, a las 7.00 del 9 de setiembre, la 4.ª División Panzer lanzaba su primer asalto a la capital polaca: el ataque fue rechazado con graves pérdidas para las tropas del general de división Czuma. Pero la llegada de grandes refuerzos rectificó la situación en el Bzura en favor de los alemanes hacia el día 15, mientras las divisiones Panzer se reagrupaban a las puertas de Varsovia. Entonces la resistencia comenzó a desmoronarse, y el 17 de setiembre de 1939, cuando las fuerzas soviéticas atacaron desde el este, la situación militar polaca se hizo irreversible. Las tropas soviéticas ocuparon Lwow el día 22. Después de una valiente resistencia a un ataque de excepcional intensidad, con 1 150 salidas de la Luftwaffe durante el día 24, la ciudad de Varsovia se rindió el 27 de setiembre. En el sudeste, los restos del ejército polaco, que sumaban unos 90 000 hombres, consiguieron retirarse a Rumania y Hungría para continuar eventualmente la lucha con la alianza franco-británica. Pero Polonia se perdió: el 6 de octubre de 1939, los últimos bastiones de la resistencia polaca abandonaban la lucha.

Un triunfo resonante

Para los alemanes, el éxito de la campaña fue abrumador, y superó sus esperanzas más desbocadas. Para la Luftwaffe, el triunfo se había debido al uso eficaz del bombardero en picado Ju 87 y a la gran autonomía del caza Messerschmitt Bf 110. «Más allá de todas estas armas militares —escribió el capitán general Albert Kesselring— la Luftwaffe, en virtud de su movilidad en el espacio, cumplió misiones que habían sido inconcebibles en las guerras anteriores... La campaña polaca constituyó la piedra de toque de las potencialidades de la Luftwaffe y un aprendizaje de singular significación.»

Próximo capítulo:
Aventura en el Norte

Do 17 se dirigen hacia un objetivo polaco a relativamente poca altura. Bajo la cobertura aérea de los cazas de la Luftwaffe, los escuadrones de Do 17 demostraron ser muy eficaces.



El «monstruo» Thunderbolt

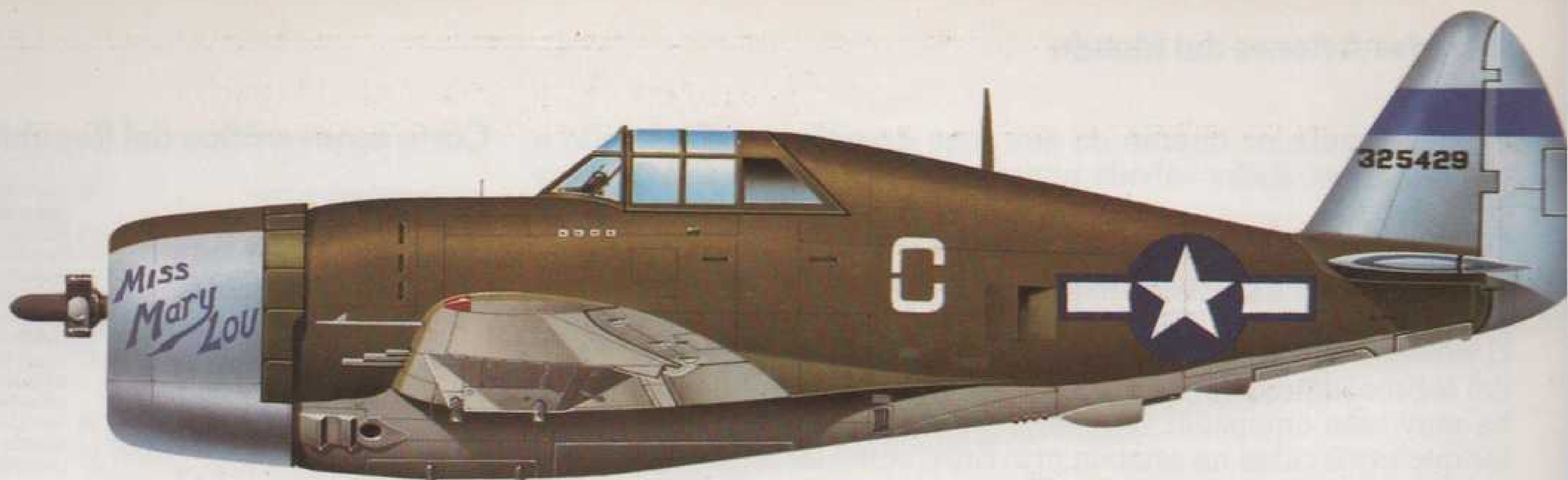
El P-47 Thunderbolt fue considerado inicialmente por sus pilotos como un «armatoste» excesivamente grande y pesado; a lo largo de la II Guerra Mundial su resistencia y eficacia fueron duramente puestas a prueba, y la medida de su éxito nos la da el hecho de que, todavía hoy, es el caza norteamericano con cifras más altas de producción.

Fabricado en mayor cantidad que cualquier otro caza en la historia de EE UU, el poderoso P-47 (popularmente apodado «Jug», abreviatura de Juggernaut: «monstruo») era exactamente lo contrario de la filosofía soviética de fabricación de cazas pequeños y ágiles. Hoy día incluso los cazas más pequeños hacen parecer al P-47 un mosquito, pero en la II Guerra Mundial era gigantesco. Los pilotos de la RAF decían que el tripulante de un P-47 podía escapar del fuego enemigo corriendo alrededor de la cabina, y la impresión que provocaba su peso cargado (6 124 kg) se hubiera vuelto asombro de haberse sabido entonces (en 1942) que las versiones de 1945 podrían subir la escala hasta 9 390 kg, ¡bastante más que un bombardero Dornier Do 17 cargado! Se puede discutir indefinidamente sobre la superioridad de los cazas pequeños o de los grandes, pero el «T-Bolt» demostró ser uno de los aviones aliados más eficaces.

Seis de los primeros P-47 entregados a una unidad operativa, el 56.° Group de caza. Todavía equipado con los primitivos P-47B, este Group, bajo el mando del coronel Hubert Zemke, llegó a Gran Bretaña a finales de 1942 para probar el P-47 en combate (foto John McClancy).

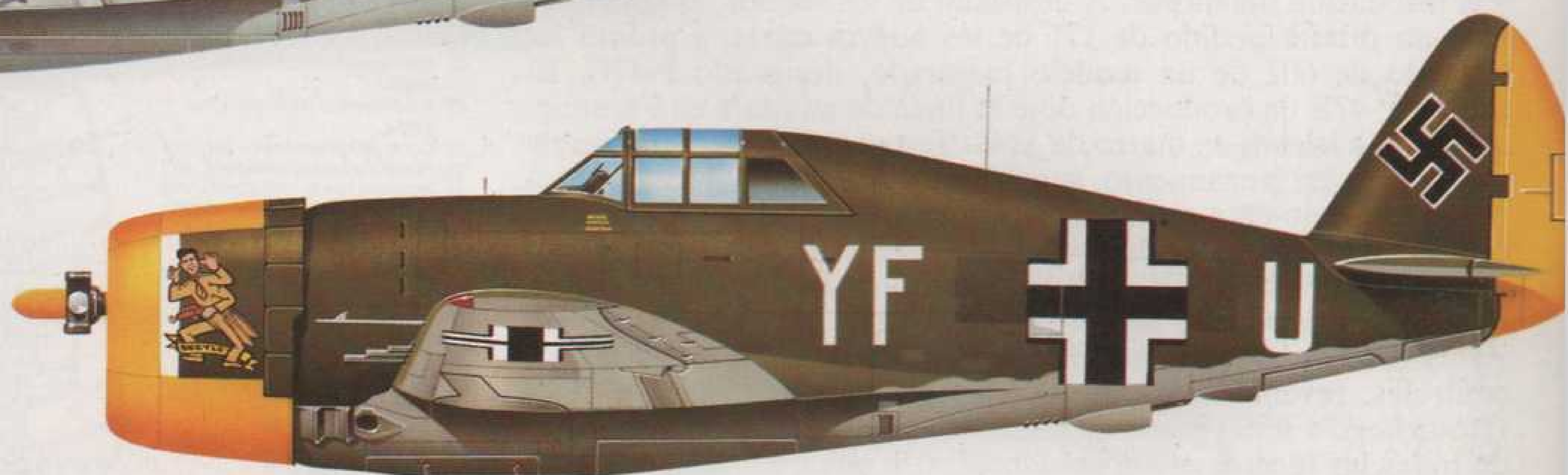


Este P-47D fabricado en Evansville, una de las últimas variantes de los «razorback» (dorso de navaja), fue asignado al teatro del Pacífico, y servía en el 19.° Squadron de caza del 318.° Group, basado en la isla de Saipan en el verano de 1944. Aunque en general era adecuada, la cubierta original dejaba un ángulo ciego de 20° hacia atrás.





Como mínimo 830 P-47 fueron entregados a la RAF, la mayoría de ellos P-47D pertenecientes a las últimas series. Este P-47D-30 sirvió con el 79.° Squadron de la RAF en el frente central birmano a finales de 1944. Los aviones aliados utilizados en cualquiera de los frentes japoneses eliminaron el color rojo en sus insignias.



Este P-47D servía en el 358.° Squadron de caza del 355.° Group en misiones de escolta y ataque al suelo sobre el norte de Europa, cuando se vio obligado a efectuar un aterrizaje forzoso en Francia y fue capturado por los alemanes. Inmediatamente empezó a operar con el AufklSt. 103 desde París-Orly.

Ciertamente la cuestión del tamaño de los cazas estaba lejos de resolverse en 1940. Uno de sus constructores más importantes, Republic Aviation Corporation (sucesor de Seversky Aircraft), era un adepto de los cazas grandes con motor radial y alas y estabilizadores elípticos; había construido el P-35 y estaba a punto de producir el P-43 Lancer con tren de aterrizaje retráctil hacia atrás y motor turbocargado Twin Wasp. Para el futuro tenía varios proyectos AP-4 con el motor R-2180 de 1 400 hp o el enorme y nuevo R-2800 Double Wasp de 1 850 hp, y también un avión ligero AP-10 con motor refrigerado por líquido Allison y dos ametralladoras de 12,7 mm. Los informes de combate desde Europa sugirieron que ninguno de esos proyectos resultaba apropiado y el 12 de junio de 1940 el ingeniero jefe Alex Kartveli propuso una máquina mucho más formidable, que técnicamente era una de las más avanzadas existentes entonces; su propuesta fue rápidamente aceptada por el Army Air Corps, que le dio la designación XP-47B (las denominaciones XP-47 y XP-47A correspondían a versiones del totalmente diferente AP-10).

Poderosa inspiración

El nuevo caza supuso un desafío excepcionalmente difícil. Para comenzar, la instalación del motor era tan compleja que Kartveli empezó por diseñarla, y dibujó después el resto del aparato a su alrededor. El motor elegido, el enorme R-2800 de 18 cilindros, estaba alimentado por un turbocompresor que, por razones de eficiencia y aerodinámica, fue montado en la trasera del fuselaje, y no junto al motor. Los escapes se agruparon en dos enormes tubos cuyos extremos finales resplandecían al rojo vivo a plena potencia y que conducían el gas, por debajo del ala, hasta el turbocompresor. Aquí un sistema de válvulas abría una amplia salida por la que salía el gas caliente a la atmósfera, o bien, cuando la altitud crecía, utilizaba una parte de ese gas para mover la turbina. Esta accionaba un compresor centrífugo a casi 60 000 revoluciones por minuto para alimentar de aire a gran presión al motor, a través de unos conductos aún mayores que incorporaban radiadores internos para incrementar la densidad del aire y proporcionar mayor potencia. Esta masa de tuberías y conductos obligó a diseñar un profundo fuselaje, que se prolongaba por debajo del ala.

Esto último era algo que Kartveli no deseaba, porque la gran potencia del motor exigía una hélice enorme: pese a emplearse la nueva hélice eléctrica cuatripala de velocidad constante Curtiss, el diámetro mínimo era de 3,70 m. Para proporcionar altura suficiente entre las puntas y el suelo al despegue, se requería un tren de aterrizaje excepcionalmente largo, al no estar los planos en posición baja y tener diedro positivo. Los trenes de aterrizaje largos no sólo son muy pesados (si no quieren adquirir reputación de frágiles) sino que también ocupan un gran espacio en el ala cuando se retraen. De nuevo esto era algo que Kartveli no deseaba, porque se proponía utilizar un armamento de ocho grandes ametralladoras Browning de 12,7 mm, instaladas en la sección externa de las alas, a partir del alojamiento de las patas del tren de aterrizaje. Fue un triunfo técnico diseñar unas patas principales que se acortaban 22,86 cm en la retracción hasta alojarse en compartimientos de tamaño normal entre los largueros. Inmediatamente hacia afuera del tren había cuatro ametralladoras en cada ala, escalonadas de forma que las abultadas cintas de munición (cada una de 350 cartuchos, por lo menos) pudieran plegarse en tolvas laterales que se extendían hasta muy cerca de la punta alar.

El anillo del carenado del motor no era circular sino que se extendía hacia abajo en forma de pera para alojar los conductos para los radiadores de aceite, a izquierda y derecha, y para el



El primero de los Thunderbolt, el XP-47B, aparece aquí después de haber rodado por la base de Farmingdale a finales de abril de 1941. La cabina, abisagrada, se abría lateralmente. Después de las pruebas en el suelo, fue pilotado por Lowry L. Brabham en el vuelo inicial, el 6 de mayo (foto Republic Aviation).

abultado radiador interno de aire, que después era descargado a través de una ancha válvula rectangular a cada lado de la trasera del fuselaje.

El motor exigía además una enorme capacidad de combustible, y se instalaron en el fuselaje un depósito principal y otro auxiliar, para 776 y 379 l respectivamente y ambos de construcción autosellante, el primero a la altura de la raíz del ala, entre los conductos de aire del sobrecompresor, y el segundo detrás, bajo la cabina. Esta estaba muy bien equipada, con controles para sistemas y aparatos de los que otros cazas no estaban provistos, como indicadores de combustible eléctricos, acondicionador de aire, calentador variable de la bodega de armas y sistema de deshielo por bomba Eclipse. El parabrisas formaba una «uve» pronunciada, con cubierta abisagrada hacia arriba y una aguda línea superior del fuselaje que motivó el apodo de todos los P-47 iniciales: *razorbacks* (dorsos de navaja).

Aún sin pintar, el prototipo XP-47B voló el 6 de mayo de 1941, e inmediatamente se apreciaron un cierto número de problemas. El tamaño y el peso ocasionaban dificultades con las superficies de control revestidas de tela, las cubiertas se atascaban, las ametralladoras se encasquillaban y había fallos en el sistema de combustible y la instalación del motor. A despecho de los recelos, el US Army hizo un primer pedido de 171 de los nuevos cazas, y pronto un segundo de 602 de un modelo mejorado, designado P-47C. El primer P-47B de producción dejó la línea de montaje en Farmingdale, Long Island, en marzo de 1942. Tenía una cubierta deslizable con sistema de lanzamiento, superficies móviles recubiertas de metal (que aún no eran estándar), antena de radio inclinada montada bastante atrás, alerones empotrados, compensador en el timón y motor de producción R-2800-21. Las primeras entregas fueron a equipar el 56.° Group de caza de lo que por esa época era el US Army Air Force. Pese a sufrir al principio serios problemas con los controles, reventones de neumáticos y otras dificultades, el 56.° Group llegó a ser el grupo de caza con mayor palmarés de victorias de todas las fuerzas estadounidenses, con una cifra final de derribos en combate aéreo de 674 1/2. Incorporado a la 8.ª Fuerza Aérea en Gran Bretaña, voló en su primera misión de escolta el 13 de abril de 1943. Con una capacidad de combustible de 1 151 l, el enorme caza no podía acompañar a los bombarderos muy lejos y le era muy difícil combatir con los más pequeños Messerschmitt Bf 109 y Focke Wulf Fw 190.

Problemas de identificación

El último P-47B tenía una cabina presurizada y fue designado XP-47E. El 172.° fue el primer P-47C; se resolvió un problema fundamental de equilibrio con el emplazamiento del motor algo más de 30 cm hacia delante, y se equipó por primera vez con un soporte bajo el fuselaje para una bomba de 227 kg o un depósito lanzable de 757 l. Exteriormente el cambio más obvio era el acortamiento del mástil vertical de la antena de radio. Los estándares de identificación eran tan pobres que a los primeros Thunderbolt (que por arriba iban completamente pintados de verde oliva), para no confundirlos con los Fw 190, se les añadieron bandas blancas de través en los planos de cola y morro, muy similares a las «bandas de invasión» que llevarían todos los aviones aliados un año después.



Cuatro aparatos más del 56.° Group de caza fotografiados en el área de Connecticut/Long Island a mediados de 1942, durante el laborioso proceso de eliminar las persistentes «pegas» en este gran caza en potencia (foto John McClancy Collection).

Corte esquemático del Republic P-47D Thunderbolt

1 Charnela superior timón dirección
2 Sujeción antena
3 Montantes embridados
4 Puntal timón/larguero trasero deriva
5 Larguero frontal deriva
6 Tornillo sin fin compensador timón y mecanismo actuador
7 Charnela central timón
8 Compensador
9 Estructura timón
10 Luz navegación cola
11 Compensador fijo timón profundidad
12 Compensador timón de profundidad
13 Estructura timón estribor
14 Articulación externa timón profundidad
15 Tubo torsión timón profundidad
16 Tornillo sin fin compensador timón profundidad
17 Transmisión por cadena
18 Empenaje estribor
19 Punto apoyo cola
20 Cables control timón dirección
21 Varilla control timón dirección
22 Larguero deriva
23 Timón babor
24 Antena
25 Estructura empenaje babor
26 Tornillo sin fin retracción rueda
27 Amortiguador vibraciones rueda
28 Amortiguador oleoneumático rueda
29 Compuertas rueda
30 Rueda de cola orientable
31 Horquilla rueda
32 Eje de rotación plegado rueda
33 Cables timón dirección
34 Cables control compensadores timones
35 Tubo izamiento
36 Unión varilla timón profundidad
37 Construcción semimonocoque metálica fuselaje
38 Perfil dorsal fuselaje
39 Acometida antena
40 Larguerillos
41 Filtro aire sobrecompresor
42 Sobrecompresor
43 Carcasa turbina
44 Ventilación compartimiento turbocompresor
45 Carenado en visera escapes sobrecompresor
46 Aletas salida
47 Compuertas escape refrigerador interno
48 Tubos escape
49 Conductos aire refrigeración
50 Radiador interno (aire de refrigeración y del sobrecompresor)
51 Radio transmisor y receptor (Detrola)
52 Rail cubierta
53 Poleas mando timón profundidad
54 Mástil antena
55 Luz vuelo en formación
56 Panel visión trasera vidriado
57 Bombonas oxígeno
58 Tubos de aire enfriado y sobrecomprimido (del sobrecompresor al carburador) babor
59 Varillaje timón profundidad
60 Tubos aire enfriado y sobrecomprimido (del sobrecompresor al carburador) estribor
61 Conducto central (al radiador interno)
62 Rejillas encastre
63 Listón encastre
64 Depósito auxiliar (379 l)
65 Tapón llenado depósito auxiliar
66 Polea cables mando timón
67 Soporte suelo cabina
68 Palanca ajuste asiento
69 Asiento piloto
70 Lanzamiento cubierta cabina
71 Controles compensador
72 Blindaje cabeza y espalda
73 Apoyacabeza
74 Cubierta deslizable hacia atrás
75 Espejo retrovisor carenado
76 Parabrisas en «V»
77 Vidrio interno antibalas
78 Visor puntería
79 Controles motor (en pared babor cabina)
80 Palanca mando
81 Pedales timón
82 Regulador oxígeno
83 Cuadrante mando timón profundidad (bajo el suelo)
84 Cables mando
85 Unión fuselaje larguero trasero ala (pernos cónicos embutidos)
86 Sección inferior mampara soporte ala
87 Depósito principal combustible (776 l)
88 Estructura delantera fuselaje
89 Mamparo cortafuegos acero inoxidable/Alclad
90 Válvula flaps de capó
91 Tapón llenado depósito
92 Depósito líquido anticongelante
93 Depósito líquido hidráulico
94 Varilla control alerón
95 Cables mando compensador alerón
96 Paneles acceso charnelas alerón
97 Varillaje mando alerón y compensador
98 Compensador alerón (sólo ala babor)
99 Alerón tipo Frise
100 Larguero trasero ala (n.° 2)
101 Luz navegación babor
102 Tubo pitot
103 Larguero frontal ala (n.° 1)
104 Revestimiento resistente ala
105 Tolvas independientes munición de las cuatro ametralladoras
106 Tubos cañón de ametralladoras
107 Panel acceso (registro)
108 Registro acceso ametralladoras
109 Punto de mira visor puntería
110 Tuberías aceite
111 Depósito aceite (108 l)
112 Conducto presión hidráulica
113 Bancada motor
114 Levas control motor
115 Bomba Eclipse (sistema de deshielo)
116 Medidor nivel combustible
117 Generador
118 Caja derivación batería
119 Almacenaje batería
120 Anillo colector escapes
121 Cilindro accionador flaps capó
122 Paso escapes al anillo colector
123 Flaps capó
124 Conductos aire sobrecomprimido y refrigerado al carburador
125 Salidas superiores escapes
126 Estructuras capó
127 Motor Pratt & Whitney R-2800-59 de 18 cilindros
128 Panel morro capó
129 Magnetos
130 Regulador hélice
131 Cubo hélice
132 Carcasa engranajes reductores
133 Buje
134 Bocamangas hélice
135 Hélice eléctrica cuatripala Curtiss de velocidad constante
136 Tomas refrigerador aceite
137 Toma de aire (central) radiador intermedio sobrecompresor
138 Conducto
139 Tubo alimentación refrigerador aceite
140 Refrigerador aceite estribor
141 Soporte inferior motor
142 Persiana variable escape radiador aceite
143 Deflector fijo
144 Ventana expulsión excesos gas escapes
145 Enganches ventrales para armas
146 Depósito lanzable auxiliar metálico (284 l)
147 Compuerta interior alojamiento rueda principal
148 Cilindro accionador compuerta
149 Ventana fotoametralladora
150 Toma de aire acondicionador cabina (sólo ala estribor)
151 Carenado raíz alar
152 Larguero frontal ala/unión fuselaje
153 Rebaje interior raíz alar para alojamiento rueda principal
154 Larguero frontal ala (n.° 1)
155 Eje rotación tren aterrizaje
156 Cilindro retracción hidráulica
157 Larguero auxiliar
158 Conducto flexible aire caliente para compartimiento armas
159 Larguero trasero alar (n.° 2)
160 Bisagra interior flap aterrizaje
161 Sección interior larguero auxiliar ala (montaje flap)

© Pilot Press Ltd.

Pocos cazas han lucido un acabado tan vistoso como este P-47D-30, producido en Indiana, del 366.° Squadron del 358.° Group de la 9.ª Fuerza Aérea. Operó a finales de 1944 contra los alemanes en retirada, basado en aeródromos franceses, especialmente desde Toul-Rosières, todavía una de las bases principales de la Armée de l'Air.





El más rápido de los P-47 de producción regular, el P-47M, apodado «hot rod» (varilla caliente), fue desarrollado urgentemente para dar caza a las bombas volantes. Este fue el onceavo P-47M, sirviendo a principios de 1945 con el 63.° Squadron del 56.° Group.

162 Flaps aterrizaje borde de fuga ranurado NACA
163 Bisagra central flap
164 Cilindro hidráulico flap aterrizaje
165 Cuatro ametralladoras Browning 12,7 mm
166 Borde interno compartimiento armas, entre largueros
167 Canaletas alimentación munición
168 Cintas munición
169 Soportes subalares
170 Bisagra externa flap aterrizaje
171 Puerta flap
172 Perfil flap aterrizaje
173 Compensador fijo alerón (sólo ala estribor)
174 Estructura alerón tipo Frise
175 Bisagra alerón
176 Sección externa larguero auxiliar ala (n.° 3)
177 Estructura multicelular ala
178 Costilla sección externa ala
179 Estructura punta alar
180 Luz navegación estribor
181 Secciones borde de ataque costillas
182 Enganches bomba
183 Bomba demolición M43 de 227 kg
184 Carenado pata tren
185 Carenado rueda principal
186 Horquilla rueda
187 Rueda estribor
188 Tuberías freno
189 Amortiguadores oleoneumáticos tren aterrizaje
190 Tubos apagallamas ametralladoras
191 Cañones ametralladoras
192 Raíl lanzacohetes
193 Abrazadera central
194 Montura frontal (sujeta bajo larguero frontal, entre par ametralladoras internas)
195 Brazos deflectores
196 Lanzador tritubo tipo M10
197 Abrazadera frontal
198 Proyectil cohete M8



Una buena fotografía de un P-47D (producido en Evansville) en misión de combate en el teatro europeo. La instantánea fue tomada después del día D puesto que, además del capó pintado en el famoso damero blanco y negro, el avión lleva las bandas de invasión de los mismos colores (foto John McClancy).

A pesar de que el primer pedido para el P-47D fue cursado el 13 de octubre de 1941, hasta mediados de 1943 no se alcanzó un buen ritmo de producción. Se construyeron 12 602 aviones de esta versión, muchos más que de cualquier otro caza estadounidense, incluyendo los salidos de la nueva factoría en Evansville, Indiana. Un lote posterior de 354 máquinas fue fabricado por Curtiss-Wright como P-47G. El P-47D incorporaba un surtido completo de mejoras: un motor perfeccionado con inyección de agua para empuje de emergencia en combate, mejor instalación turbocompresora, blindaje mejorado para el piloto, y neumáticos de capa múltiple que no se reventaban ni siquiera en los aeródromos improvisados, con el avión cargado de bombas o de combustible. La posibilidad de transportar juntas las dos cargas llegó con el P-47D-20 (y sus contrapartidas de la planta de Evansville), que introducía un ala «universal» con soportes subalares para bombas de 454 kg en cada lado y/o un depósito de 568 l, más la carga ventral. Con tres depósitos, el P-47 pudo escoltar hasta el interior de Alemania a los bombarderos; los P-47D sirvieron también en gran número en el Pacífico y con la RAF (825, principalmente en Birmania), la Unión Soviética (203, de los que 197 fueron entregados), Brasil y México (y muchas más fuerzas aéreas en la posguerra).

En julio de 1943 se rebajó la trasera del fuselaje de un avión para acoplarle la cubierta de burbuja de un Typhoon. El XP-47K hizo tan popular la nueva cabina que inmediatamente entró en producción, a partir del P-47D-25-RE y en Evansville del P-47D-26-RA. Hasta ese momento Farmingdale había entregado 3 692 P-47D, y la factoría de Indiana 1 461; desde el Dash-25 en adelante las dos factorías produjeron 2 547 y 4 632. A pesar del enorme incremento de peso (hasta 7 938 kg), el motor sobrealimentado mejoraba las prestaciones, y aún ganó un poco más (122 m extras por minuto en trepada) como resultado de la colocación de una hélice de palas anchas especialmente a propósito para grandes alturas. El fuselaje trasero rebajado ocasionaba una ligera pérdida de estabilidad direccional y desde el lote D-27-RE el área de la deriva se aumentó con una aleta dorsal extendida casi hasta la cabina. Desde el bloque D-35-RA, se acoplaron a las alas unos soportes para 5 cohetes sin raíl de 12,7 cm.

Las últimas variantes producidas fueron el P-47M «hot-rod» (varilla caliente) y el P-47N de largo alcance. El P-47M fue producido rápidamente en el verano de 1944 para contrarrestar la amenaza de las bombas volantes «V-1», que los P-47 normales interceptaban con grandes dificultades, y de los diversos cazas cohetes y a reacción alemanes. El P-47M era básicamente un modelo tardío P-47D, al que se había acoplado un motor R-2800-57 (C) de turbocompresor repotenciado CH-5 con el que, previamente, el XP-47J experimental había conseguido volar a 811 km/h. El otro único cambio importante fue la colocación de frenos aerodinámicos en las alas,



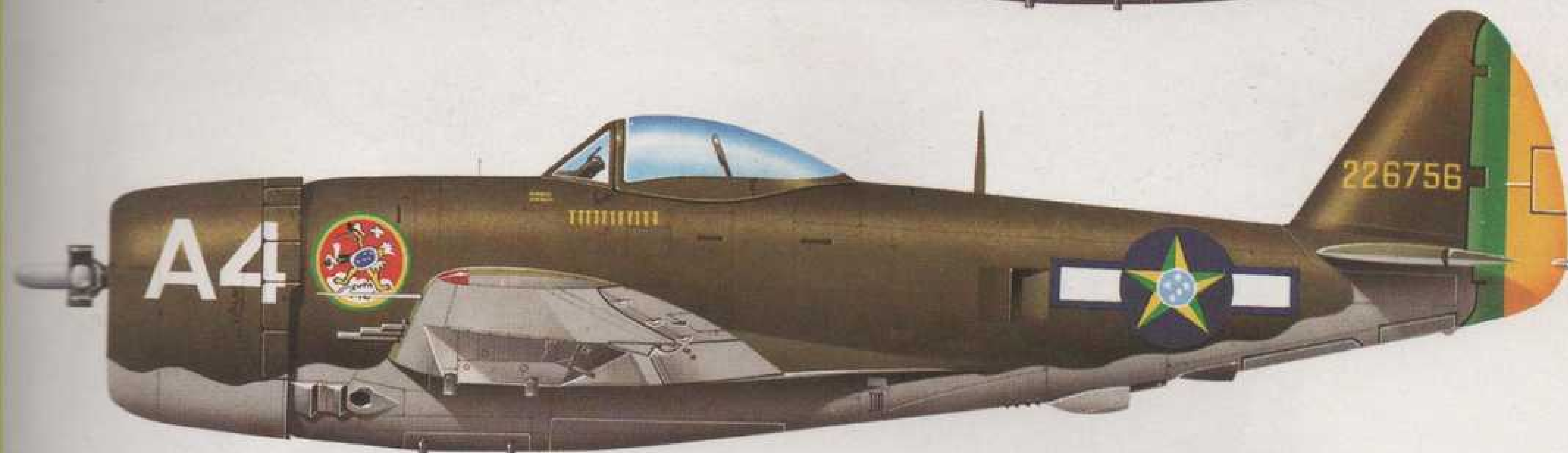
El último de los Thunderbolt, el P-47N, fue el más ancho y pesado, con un ala de mayor envergadura y capacidad de combustible apropiada al vasto teatro del Pacífico. Estos son dos N-5-RE de entre los 1 667 construidos en Farmingdale. La aleta dorsal era más ancha que la de los últimos P-47D (foto Republic).



De los 15 683 P-47, sólo dos tuvieron motores refrigerados por líquido. Dos P-47D-15-RA sirvieron de bancos de pruebas para el Chrysler XIV-2200-1, un motor de 2 500 hp que variaba radicalmente la silueta del Thunderbolt, como se aprecia en la fotografía (foto Republic).

Un vistoso P-47D-30-RA, con aleta dorsal, que sirvió con las fuerzas de ocupación en Alemania en el verano de 1945. La unidad era el 512.° Squadron y tenía su base en Nordholz, en el extremo norte (una famosa estación que, durante la I Guerra Mundial, había sido una de las principales bases de zeppelines de la Armada del Káiser).





Los P-47 fueron utilizados por muchas fuerzas aéreas aliadas en la II Guerra Mundial, principalmente la británica, francesa y soviética. Otro usuario fue la Força Aérea Brasileira, que, después de unirse a los aliados el 22 de agosto de 1942, envió a Italia el 1.° Grupo de Caça, equipado con P-47D-25. Este avión tenía su base en Tarquinia.



Un P-47D-25-RE (Farmingdale) en servicio con uno de los squadrons de caza de la 8.ª Fuerza Aérea en Gran Bretaña, con base en Raydon, Suffolk. Este aparato, el «Butch II» (AAF N.° 42-26459), lleva las letras de código SX-B, y el damero del morro forma rombos en lugar de los cuadrados que corresponden al jefe del grupo.

para ayudarle a disminuir la velocidad en el momento de colocarse a cola de una avión enemigo más lento, antes de abrir fuego.

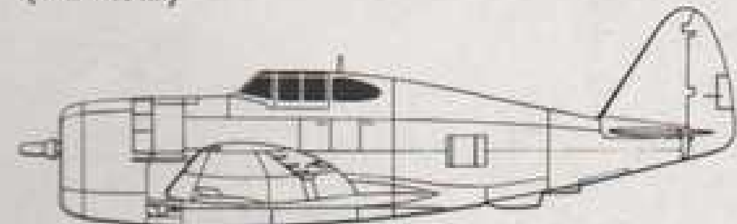
Caza del Pacífico

El P-47N, en cambio, era casi un avión nuevo a causa de su ala de mayor envergadura y diseño totalmente nuevo, no sólo para adecuarse al peso bruto incrementado sino además, y por primera vez, para alojar combustible. Un depósito de 352 l iba colocado en cada semiala; de este modo, y contando con los depósitos externos, la capacidad máxima de combustible era de 4 792 l, resultando así un caza de largo alcance realmente capaz de operar en el teatro del Pacífico, a pesar de que el peso cargado de 9 616 kg obligó a reforzar el tren de aterrizaje, y de que precisaba aeródromos largos y en buen estado. Las características del P-47N de producción incluían un motor Dash-77, alerones ampliados y puntas de ala cuadradas para toneles rápidos, y lanzacohetes sin raíles. Farmingdale construyó 1 667, y Evansville consiguió entregar los primeros 149 de un pedido de 5 934. Farmingdale completó el último de la serie P-47N hasta su cancelación en diciembre de 1945, elevando el total de todas las versiones a 15 660.

En un estilo típicamente estadounidense, se ha publicado gran cantidad de información acerca del «Jug» y de sus logros. Los P-47 realizaron 546 000 salidas de combate desde marzo de 1943 hasta el día de la victoria, en agosto de 1945. Tienen un sobresaliente palmarés de combate, con sólo un 0,7 % de pérdidas por misión, y 4,6 aviones enemigos destruidos por cada P-47 perdido. Lanzaron 119 750 tm de bombas, muchos miles de galones de napalm y dispararon 132 millones de cartuchos de calibre «cincuenta» y más de 60 000 cohetes. Consumieron 774 129 000 l de combustible en 1 934 000 horas de vuelo operacional. Las cifras declaradas de objetivos terrestres puestos fuera de combate son astronómicas, pero más importantes incluso son los 3 752 aviones destruidos en combate aéreo sobre Europa (excluyendo Italia), más otros 3 315 en tierra. Estas pérdidas desangraron la Luftwaffe, que no podía reemplazarlas.

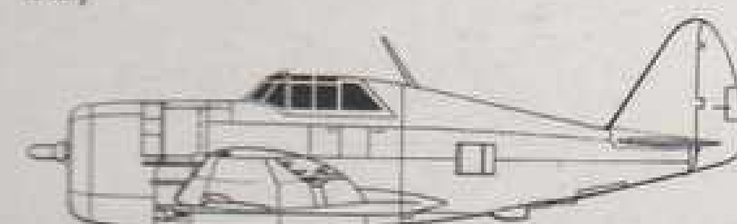
Variantes del Republic P-47 Thunderbolt

XP-47B: prototipo volado el 6 de mayo de 1941, con motor radial XR-2800 de 1 850 hp (más tarde 2 000 hp); peso máximo 5 482 kg y velocidad máxima 663 km/h (1 en total)



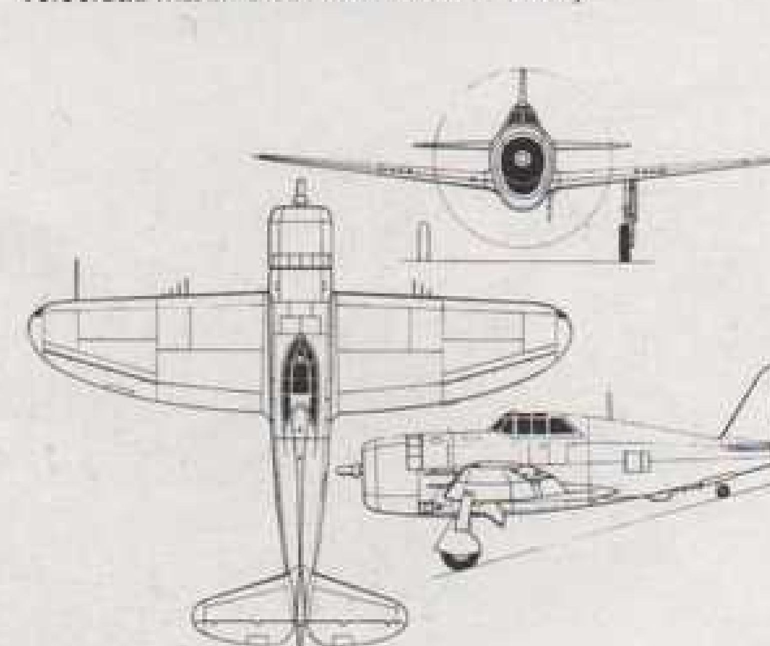
Republic XP-47B

P-47B: versión inicial de producción; primer vuelo en marzo de 1942, con motor R-2800 de 2 000 hp, cubierta deslizable, alerones revestidos metálicamente; peso máximo 6 060 kg y velocidad máxima 674 km/h (171 en total)



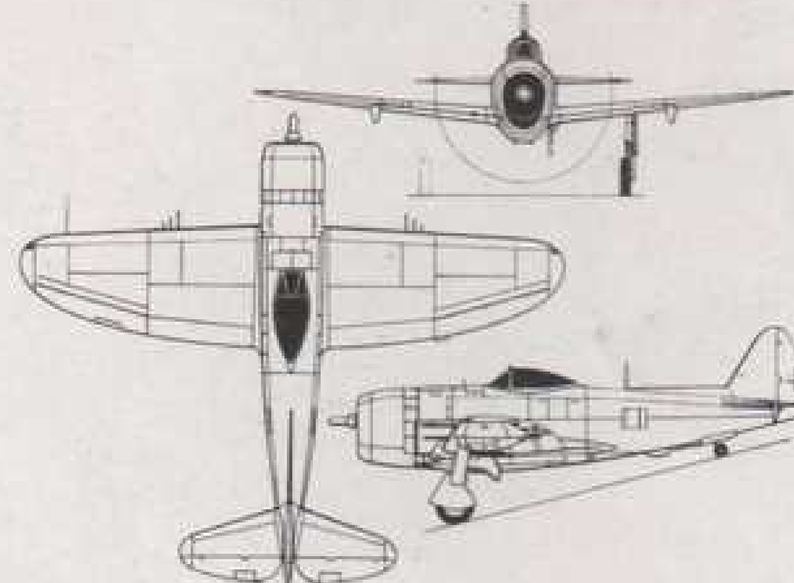
Republic P-47B

P-47C: modelo revisado de producción, primer vuelo en setiembre de 1942; inicialmente mismo motor que el P-47B, después (desde el P-47-C5-RE) el R-2800-59 de 2 300 hp; delantera fuselaje alargada y soporte ventral para bomba o depósito auxiliar; peso máximo 6 770 kg, velocidad máxima 697 km/h (602 en total)



Republic P-47C

P-47D: modelo de mayor producción, primer ejemplar volado en diciembre de 1942, motor R-2800-21W de 2 300 hp o R-2800-59W de 2 535 hp con inyección de agua; numerosas modificaciones en diferentes «bloques»; peso máximo 7 938 kg, velocidad máxima 697 km/h (12 602 en total)



Republic P-47-30-RE

XP-47E: versión experimental de 1943 del P-47D con cabina presurizada (1 en total)
XP-47F: versión experimental de 1943 del P-47B con alas denominadas de perfil laminar (1 en total)
P-47G: designación de los modelos «razorback» P-47D construidos por Curtiss Wright (354 en total)
XP-47H: desarrollo experimental del P-47D con motor Chrysler XIV 2220-1 de 16 cilindros en V invertida refrigerados por líquido de 2 300 hp, diferente en apariencia a todos los demás modelos; longitud 11,94 m y velocidad máxima 789 km/h (total 2)
XP-47J: desarrollo experimental basado en el P-47D con estructura aligerada y motor radial especial R-2800-57 (C) con turbosobrecompresor de 2 800 hp y seis ametralladoras de 12,7 mm; primer vuelo en noviembre de 1943; en agosto de 1944 alcanzó una velocidad horizontal de 811 km/h; peso máximo 6 056 kg (1 en total)
XP-47K: P-47D desarrollado con cabina de burbuja de un Hawker Typhoon, primer vuelo 3 de julio de 1943 (1 en total)
XP-47L: P-47D-20-RE desarrollado con depósito de fuselaje más amplio, incrementando la capacidad interna de 1 155 a 1 401 l (1 en total)
P-47M: modelo «sprint» basado en el P-47D con motor R-2800-57 (C) y turbocompresor CH-5 de 2 800 hp; vuelo inicial en noviembre de 1944; equipado sólo con seis ametralladoras; peso máximo 7 031 kg y velocidad máxima 756 km/h (133 en total, incluyendo 3 prototipos)
P-47N: modelo de largo alcance para el Pacífico, con alas nuevas con depósitos internos, alerones más anchos, puntas de ala cuadradas y otras modificaciones; motor R-2800-57 (C) de 2 800 hp, peso máximo más de 9 616 kg, velocidad máxima 740 km/h y alcance máximo 3 540 km (1 816 en total)



Republic P-47 N

Republic P-47D Thunderbolt

Especificaciones técnicas

Tipo: cazabombardero monoplaza
Planta motriz: un motor Pratt & Whitney R-2800-59W Double Wasp de 18 cilindros en doble estrella y 2 535 hp
Prestaciones: velocidad máxima 697 km/h (limpio); trepada inicial 976 m por min; techo de servicio 12 495 m; autonomía con tres depósitos lanzables 3 060 km
Pesos: vacío (típico) 4 513 kg; máximo en despegue 7 938 kg
Dimensiones: envergadura 12,42 m; longitud 11,02 m; altura 4,47 m; superficie alar 27,87 m^2
Armamento: ocho ametralladoras de 12,7 mm, más una carga externa máxima de 1 134 kg incluyendo bombas, napalm u ocho cohetes





Cazabombardero por excelencia, la ilustración muestra un P-47D con bombas de 454 kg suspendidas de los soportes subalares y uno de los nueve diferentes tipos de depósitos lanzables o de napalm en posición ventral. El avión del dibujo, un P-47D-25-RE, sirvió con el 527.º Squadron de caza del 86.º Group, uno de los más destacados en el teatro de operaciones del Mediterráneo, que participó en la invasión de Sicilia desde el norte de Africa. Fue equipado con P-47D en 1944; desde entonces operó principalmente en ataques a las tropas de Kesselring en retirada en Italia y en los Balcanes, y en misiones de escolta de largo alcance a los bombarderos B-24 sobre Berlín. Su principal base fue Pisa.

A-Z de la Aviación

Airco D.H.1

Historia y notas
El nombre Airco evoca una época gloriosa de la primitiva aviación de Gran Bretaña, pues es una abreviatura de Aircraft Manufacturing Company, fundada por George Holt Thomas en Hendon durante los primeros meses de 1912. Holt Thomas había adquirido los derechos para la fabricación en Gran Bretaña de aviones diseñados por los hermanos Farman. Con la experiencia adquirida en la construcción de estos primitivos aviones, decidió ampliar la compañía e iniciar la realización de diseños propios. En junio de 1914 ponía al frente de ese departamento a uno de los más prometedores diseñadores del país. Se trataba de Geoffrey (más tarde sir Geoffrey) de Havilland, que ya había trabajado en ese campo en la Royal Aircraft Factory, en Farnborough.

El primer diseño de Havilland para la Airco llevaba la denominación **D.H.1**, y fue más conocido por el nombre del diseñador que por el de la compañía. El D.H.1 fue concebido como avión de reconocimiento/interceptación y, como la ametralladora frontal se consideraba esencial para tales tareas en una época en que no se disponía de dispositivos de interrupción efectivos, el resultado fue una disposición biplaza con hélice detrás del motor. El D.H.1, biplano de dos secciones construido básicamente de madera y tela, tenía una unidad de cola arriostrada montada sobre cuatro vigas apuntaladas, arriostradas y abiertas. El tren de aterrizaje era del tipo de patín de cola y en el prototipo, aparecido en enero de 1915, las patas incorporaban resorte espiral y amortiguadores oleoneumáticos. Otra característica poco común del prototipo era la utilización de aerofrenos, pequeñas superficies de aerofoil a ambos lados del fuselaje, que se podían girar 90º para presentar una superficie plana a las corrientes de aire. Sin embargo, se revelaron ineficaces y fueron suprimidos rápidamente. La cabina central daba cabida al piloto (en popa) y al observador/artillero; montado en su extremo trasero había un motor Renault en línea con una hélice impulsora que giraba entre las cuatro vigas de cola. Aunque originalmente estaba diseñado para ir equipado con un motor Beardmore de mucha mayor potencia, el D.H.1 cumplió prestaciones bastante buenas con el Renault y en las unidades de producción se instaló este último motor.

Los D.H.1 y 1A permanecieron en servicio hasta comienzos de 1917, la mayoría de ellos como aviones de entrenamiento y unidades de Defensa Interior, aunque unos pocos cumplieron servicios de ultramar con la Brigada de Oriente Medio.



El D.H.1A se podía distinguir del anterior D.H.1 por su bloque motor más alto y la colocación del radiador, inmediatamente detrás del asiento posterior (el del piloto). Por su limitada capacidad de combate, la producción del D.H.1/1A se redujo a un escaso número de ejemplares, dedicados sobre todo a tareas de entrenamiento.

Variante
Airco D.H. 1A: denominación de la célula del D.H.1 con la planta motriz prevista originalmente, que consistía en un motor lineal Beardmore de 120 hp; velocidad máxima, a 1 830 - 2 440 m de altitud, 145 km/h; techo de servicio 4 115 m; peso vacío 730 kg, y máximo en despegue 1 061 kg; longitud 8,82 m, altura 3,40 m

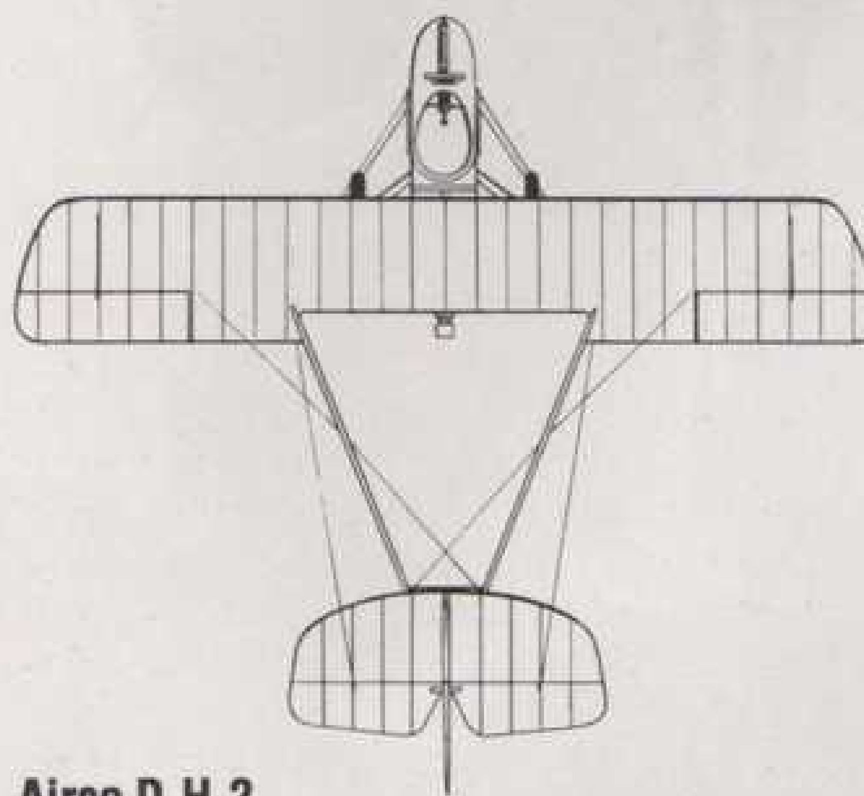
Especificaciones técnicas
Airco D.H.1
Tipo: avión biplaza de reconocimiento e interceptación
Planta motriz: un motor lineal Renault de 70 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 1 070 m de altitud, 129 km/h; tiempo de ascensión hasta 1 070 m en 11 minutos 15 segundos
Pesos: vacío 615 kg; máximo en despegue 927 kg
Dimensiones: envergadura 12,50 m; longitud 8,83 m; altura 3,45 m; superficie alar 33,65 m^2
Armamento: una ametralladora Lewis de 7,7 mm montada sobre afuste en la parte anterior de la cabina

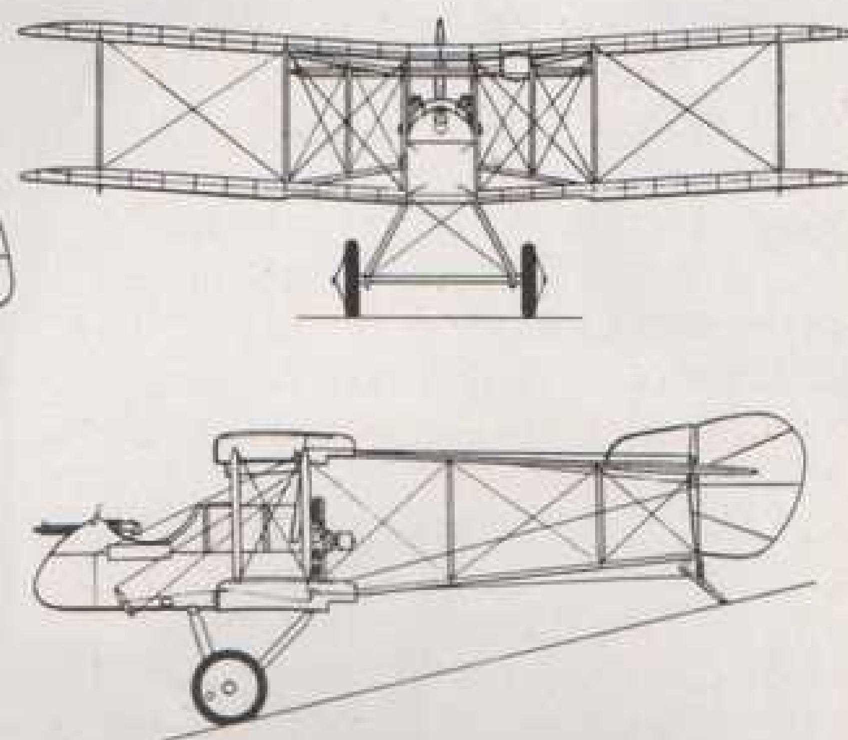
Airco D.H.2

Historia y notas
El segundo diseño de Geoffrey de Havilland para Airco, el **D.H.2**, era básicamente una versión más pequeña del D.H.1. Conservaba la misma configuración con motor trasero de su predecesor, a fin de poder utilizar una ametralladora de fuego frontal. Esto era necesario porque en 1915, cuando el prototipo D.H.2 voló por primera vez, no había mecanismos de interrupción eficaces para utilizar en los aviones británicos; sólo a finales de 1916 entró en servicio el mecanismo Constantinesco de acción hidráulica. Si bien la ametralladora Lewis del D.H.2 no ofrecía peligro para la hélice, su instalación inicial planteó una gran cantidad de problemas al supuesto piloto-artillero. Se colocó un montante a cada lado de la barquilla central, y se esperaba que el piloto moviera la ametralladora de uno a otro punto de apoyo según las conveniencias, para lograr su objetivo de dar en el blanco. Sería sorprendente que, teniendo que mover la ametralladora de un lado a otro y recargarla con los tambores de munición de sólo 47 disparos de que estaba provista, el piloto fuera capaz además de conservar el control adecuado de un avión que se consideraba difícil de pilotar, al menos para quienes no poseían una amplia experiencia en su manejo.

En comparación con su predecesor, el D.H.2 era considerablemente más pequeño, y se diferenciaba en que tenía una barquilla monoplaza central, de estructura reforzada y con refinamientos de diseño para reducir la resistencia del aire, así como un motor más potente. Las críticas que lo señalaban como «difícil de pilotar» se basaban en la sensibilidad de los mandos del avión pero, en realidad, por eso mismo el D.H.2 se convirtió en un caza de primera clase de su época cuando, a comienzos de 1916, entró en servicio en cantidad apreciable. Enfrentado a los otrora temidos Fokker monoplanos, especialmente durante la primera batalla del Somme, fue capaz de reconquistar la superioridad aérea para la RFC, hasta que un nuevo vaivén del péndulo la llevó nuevamente a Alemania a finales de 1916, gracias a los Albatros D.1 y D.2.

La dificultad de manejo de la ametralladora Lewis quedó eventualmente superada, en gran parte gracias a la presión de los pilotos, quienes, una vez el avión en la batalla, volaban con la ametralladora montada en el centro de la barquilla. Si bien se podía levantar o bajar el cañón, los pilotos preferían usarla como arma fija, y pronto aprendieron a apuntar el avión y no la ametralladora. A comienzos de 1917 se retiró el D.H.2 del frente occidental, pero durante un tiempo más continuó prestando servicios en Macedonia y Palestina. Se habían construido un total de 400.





Airco D.H.2.



Este caza de hélice propulsora, el D.H.2, pilotado por el mayor Lanoe G. Hawker, se convirtió en la 11.ª victoria confirmada de Manfred von Richthofen, el 23 de noviembre de 1916.

Especificaciones técnicas
Tipo: monoplaza de combate y reconocimiento
Planta motriz: un motor Gnome Monosoupape de cilindros en estrella de 100 hp; algunos ejemplares posteriores tuvieron un motor Le Rhône en estrella de 110 hp
Prestaciones: (motor Gnome) velocidad máxima al nivel del mar 150 km/h; trepada a 1 830 m en 11 min; techo de servicio 4 265 m; autonomía 2 h 45 min
Pesos: vacío 428 kg; máximo en despegue 654 kg
Dimensiones: envergadura 8,61 m; longitud 7,68 m; altura 2,91 m; superficie alar 23,13 m^2
Armamento: una ametralladora Lewis de 7,7 mm de fuego frontal

Airco D.H.3

Historia y notas

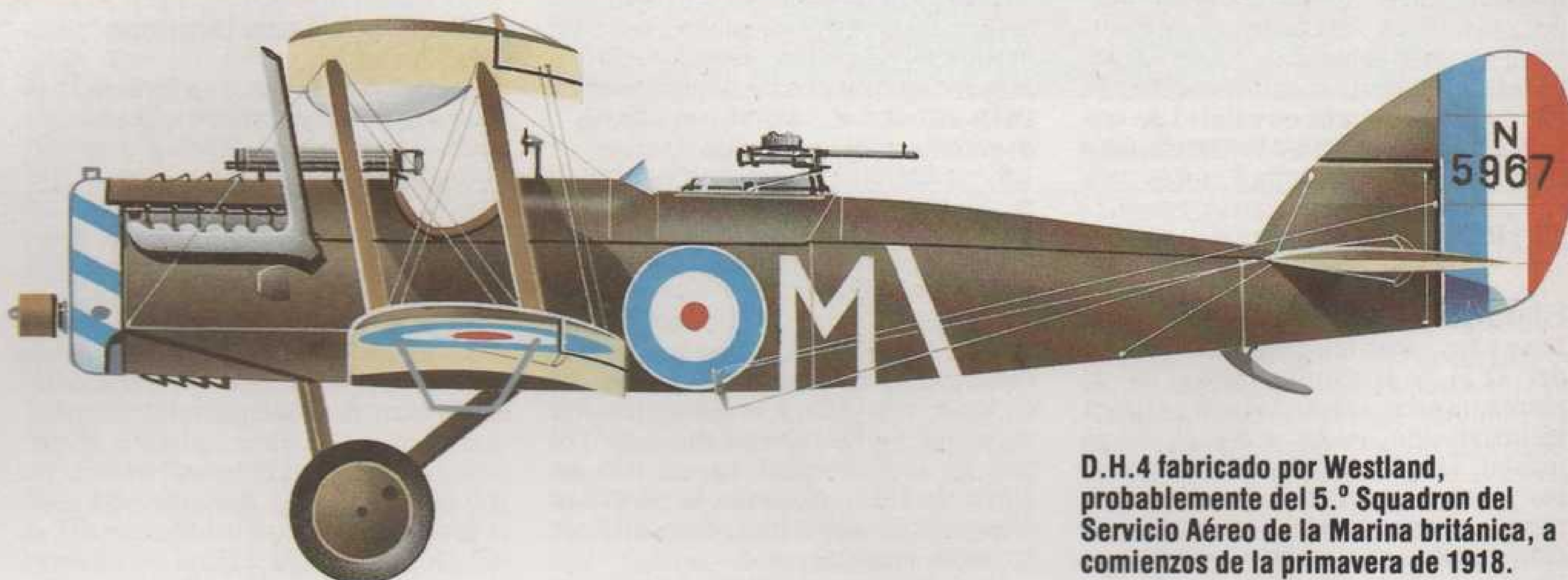
Bajo la denominación **Airco D.H.3**, Geoffrey de Havilland diseñó un amplio biplano de dos secciones, del que se esperaba que cumpliera funciones de bombardero. Las alas de gran envergadura eran plegables, a fin de ganar espacio en el hangar, y estaban montadas encima de un fuselaje estrecho que terminaba en un vistoso timón curvo, que habría de convertirse en rasgo característico de muchos diseños posteriores de Havilland. El tren de aterrizaje convencional de patín de cola se complementaba con dos ruedas situadas bajo el morro del fuselaje (que se proyectaba hasta muy adelante de las patas principales), para impedir que se golpeara contra el suelo. Dos motores Beardmore montados entre las alas, directamente encima del tren de aterrizaje principal, llevaban cada uno una hélice impulsora montada en una extensión del eje, a fin de asegurar su separación del borde de fuga del ala. Había sitio para tres tripulantes, el piloto en una cabina abierta exactamente delante de las alas, y los dos artilleros en cabinas individuales, uno en el morro delante del piloto, y el otro exactamente detrás de las alas.

Posteriormente, en un intento de superar las deficiencias del modelo, se construyó un segundo prototipo, con motores Beardmore más potentes, de 160 hp, y con recortes en los bordes de fuga de las alas en el área de las hélices, a fin de eliminar las extensiones de los ejes. Se denominó **D.H.3A**, pero tampoco obtuvo prestaciones satisfactorias, de modo que ninguno de los dos aviones entró en producción, y en el término de 12 meses ambos fueron desguazados.

Especificaciones técnicas

Tipo: bombardero
Planta motriz: dos motores Beardmore en línea de 120 hp
Prestaciones: velocidad máxima 153 km/h al nivel del mar; tiempo de ascensión inicial a 1 980 m en 23 min 30 seg; autonomía 8 h
Pesos: vacío 1 805 kg; máximo en despegue 2 635 kg
Dimensiones: envergadura 18,45 m; longitud 11,23 m; altura 4,42 m; superficie alar 73,67 m^2
Armamento: dos ametralladoras móviles Lewis de 7,7 mm.

Airco D.H.4



D.H.4 fabricado por Westland, probablemente del 5.° Squadron del Servicio Aéreo de la Marina británica, a comienzos de la primavera de 1918.

Historia y notas

Considerado en general como el mejor bombardero diurno que prestó servicios en la II Guerra Mundial, el **Airco D.H.4** fue inicialmente pensado para ser propulsado por una versión potenciada del motor Beardmore. Esta planta motriz no presentaba ninguna característica notable, salvo que la capacidad de Frank Halford le permitió obtener 160 hp de un motor cuyo régimen era de sólo 120 hp. Tampoco había ningún gran adelanto en la célula de este avión. Se trataba de un biplano convencional de dos secciones, con estructura de madera y tela, y un fuselaje delantero al que se había agregado un revestimiento de madera terciada para aumentar la resistencia. La unidad de cola arriostrada contaba con un empenaje móvil, a fin de que el piloto pudiera equilibrar el avión en vuelo, y el tren de aterrizaje era convencional. El fuselaje incorporaba dos cabinas abiertas, pero el tamaño de la estructura sólo permitía colocarlas en forma nítidamente separada, lo que, más adelante, se consideró un serio inconveniente. Pero entonces, ¿qué hizo tan famoso a este aeroplano?

En el periodo en que estaba a punto de terminarse el diseño del D.H.4 hizo su aparición en escena un nuevo motor. Con la denominación B.H.P., se diseñó y se construyó gracias a los talentos combinados de sir William Beardmore, Frank Halford y T. C. Pullinger. Ese motor, de un régimen de 230 hp, se instaló en el prototipo D.H.4, y tras la primera prueba de agosto de 1916, progresó satisfactoriamente; sin embargo, hubo muchos retrasos en la puesta en producción del B.H.P., y se buscó la solución en otra dirección. Afortunadamente para el D.H.4, la Rolls-Royce puso a su disposición una planta motriz alternativa, con una potencia de 250 hp. Este motor sería denominado Eagle, y el D.H.4 pasaría a la historia de la aviación por su extraordinario poder y fiabilidad. Cuando pudo utilizar el motor Eagle VIII de 375 hp, el D.H.4 registró prestaciones superiores a las de todos los aviones de combate de la época.

Al comienzo de 1917 el D.H.4 equipaba el 55.° Squadron de la RFC, pero en la primavera de 1918 formaba parte ya de no menos de nueve escuadrones de la RAF y 13 norteamericanos. Este tipo prestó servicios también para la Royal Naval Air Service (que se fusionó con la RFC para formar la RAF el 1.° de abril de 1918) en funciones de patrulla costera, y se utilizó también para equipar escuadrones de defensa interior. Por las excelentes prestaciones de este avión, era común encontrarlo en la línea del frente en cualquier acción importante y, en consecuencia, en operaciones tan diversas como el hundimiento de un submarino alemán o el ataque al muelle de Zeebrugge, todas las cuales forman parte de su colorida historia. Uno de ellos, pilotado por el capitán R. Leckie y su artillero, destruyó el orgullo del Servicio Naval de Aeronaves del Imperio Alemán, el Zeppelin L.70, el 5 de agosto de 1918. Esta nave iba al mando del capitán de fragata Peter Strasser, comandante en jefe de operaciones aéreas, y su muerte marcó el declive de la efectividad de este servicio.

No cabe duda de que el D.H.4 era un avión superior a todo otro avión contemporáneo de su clase. Sin embargo, la separación de las cabinas constituía su debilidad fundamental. En efecto, esta disposición se había adoptado para proporcionar al piloto buena visibilidad hacia adelante y hacia abajo para apuntar las bombas, y al observador/artillero, el campo máximo de fuego para su(s) ametralladora(s) Lewis. Pero la falta de una eficaz comunicación entre los dos hombres de la tripulación hizo extremadamente vulnerable al D.H.4 cuando era interceptado por cazas enemigos y forzado a combatir.

Construido bajo subcontrato por F.W. Berwick and Company, Glendower Aircraft Company, Palladium Autocars Ltd, The Vulcan Motor and Engineering Company, Waring & Gillow Ltd y Westland Aircraft Works, la producción combinada de estos fabricantes y compañías subsidiarias totalizó 1 449 ejemplares, que volaron con una variedad de motores, aparte de los Rolls-Royce III, IV o Eagle, que incluía los R.A.F.3.ª de 200 hp, Siddeley Puma de 230 hp y Fiat de 260 hp. Otras instalaciones experimentales de motores fueron un Renault 12Fe de 300 hp, un Armstrong Siddeley Jaguar I de 320 hp, un Rolls-Royce «G» de 353 hp, un Sunbeam Matabele de 400 hp y un Ricardo-Halford potenciado. El aumento de potencia del motor exigía hélices de mayor diámetro, lo que reducía notablemente la distancia de la punta de hélice al suelo y tuvo como consecuencia la extensión de las unidades del tren de aterrizaje en previsión de futuros crecimientos.

El armamento de los D.H.4 estándar consistía en una ametralladora fija Vickers de fuego frontal, sincronizada por un mecanismo interruptor Constantinesco. El observador/artillero tenía una o dos ametralladoras Lewis montadas en un aro Scarff. Los soportes subalares y del fuselaje para bombas tenían una capacidad máxima de 209 kg. El avión que construyó Westland Aircraft para el Servicio Aéreo de la Marina tenía dos ametralladoras Vickers para el piloto, y las Lewis posteriores, montadas sobre un afuste móvil. Dos ejemplares de D.H.4 fueron modificados para montar un cañón de tiro rápido Coventry Ordnance Works (C.O.W.), que disparaba una cápsula de 0,68 kg. Montado de tal modo que podía disparar hacia arriba casi en vertical, este cañón se ideó para atacar a los Zeppelins alemanes, pero en la época en que entró en servicio, ya habían finalizado los raids de los Zeppelins sobre Gran Bretaña.

El D.H.4 se distinguió también por ser el único de los primeros aviones británicos del que se construyeron gran cantidad de ejemplares en EE UU, donde recibió la denominación DH-4. Fue el único avión de construcción norteamericana y origen británico que se utilizó en Francia. Hacia finales de la I Guerra Mundial, la Dayton-Wright Airplane Company, The Fisher Body Corporation y la Standard Aircraft Corporation, habían construido un total de 3 227 DH-4 con motor Liberty. De esta cantidad, 1 885 se embarcaron para Francia para ser utilizados por las fuerzas expedicionarias norteamericanas: sólo una tercera parte llegó a entrar en combate.

La carrera del D.H.4 continuó más allá del armisticio de 1918; ejemplares sobrantes de la guerra fueron a parar a las Fuerzas Aéreas de Bélgica, Grecia, Japón y España, mientras las máquinas de construcción norteamericana continuaron prestando servicio para el Cuerpo Aéreo del Ejército de EE UU, así como para muchos países latinoamericanos. En los años posteriores a la terminación de la guerra apareció una gran cantidad de variantes en EE UU, conversiones de aviones militares, y con ellas se realizaron muchos vuelos

El Airco D.H.4 fue un magnífico bombardero. Sus prestaciones fueron siempre excelentes con una variedad de motores, y su armamento —tanto defensivo como ofensivo— era superior al de la mayoría de los aparatos de su época.



experimentales. Por ejemplo, dos USAAC **DH-4B** se utilizaron en los primeros ensayos satisfactorios que llevaron a la importante técnica moderna de reabastecimiento de combustible en vuelo.

El D.H.4 no se limitó a aplicaciones militares en los años de paz; en Gran Bretaña fue el primer tipo utilizado como transporte civil, por la Holt Thomas Aircraft Transport & Travel Ltd, en el primer servicio a través del Canal de la Mancha, entre Londres y París. También lo utilizaron Handley Page Transport Ltd y la compañía aérea belga SNETA. En EE UU hasta 1927 permanecieron en activo los ejemplares adquiridos por el Departamento de Correos para el servicio postal. Canadá, que había recibido 12 de estos aviones de Gran Bretaña en calidad de «regalo imperial», los utilizó para apagar incendios forestales. La medida del éxito de este avión es imposible de describir con detalle en esta reseña. Geoffrey de Havilland produciría más tarde una serie de notables diseños, entre los que se incluyen los de la de Havilland Aircraft Company, fundada por él a comienzos de la década de los años veinte.

Variantes

Airco D.H.4A: denominación de las conversiones civiles británicas de posguerra con una cabina cerrada biplaza formada a partir de la cabina de popa
DH-4A: denominación de la versión construida en EE UU con nuevo diseño del depósito para obtener mayor capacidad de combustible
DHB-4B/-4C/-4L/-4M/-4Amb/-4Ard: denominaciones generales de una gran cantidad de variantes norteamericanas de posguerra; así, por ejemplo, las variantes DH-4B incluían el DH-4B, el DH-4B1, el DH-4BD, etc., hasta un total de 60 versiones, muchas de ellas experimentales
Airco D.H.4R: denominación de una versión única de carreras conseguida gracias al recorte de las alas inferiores y la instalación de un motor en línea Napier Lion de 450 hp; velocidad máxima 241 km/h; peso vacío 1 129 kg, máximo en despegue 1 447 kg, longitud 8,36 m

Especificaciones técnicas

Airco D.H.4
Tipo: bombardero diurno biplaza
Planta motriz: un motor en línea Rolls-Royce Eagle VIII de 375 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 230 km/h; tiempo de trepada inicial hasta 1 830 m en 4 min 50 seg; techo de servicio 6 705 m; autonomía 3 h 45 min
Pesos: vacío 1 083 kg; máximo en despegue 1 575 kg
Dimensiones: envergadura 12,92 m; longitud 9,35 m; altura 3,35 m; superficie alar 40,32 m^2
Armamento: una (RFC) o dos (RNAS) ametralladoras fijas Vickers de 7,7 mm de fuego frontal y una o dos Lewis de 7,7 mm en la cabina de popa, más un máximo de 209 kg de bombas en soportes subalares o debajo del fuselaje, para bombas. Los DH-4 de fabricación norteamericana sustituyeron las Vickers por dos ametralladoras Marlin de 7,62 mm de fuego frontal, pero por lo demás eran iguales a los de fabricación británica

Airco D.H.5

Historia y notas

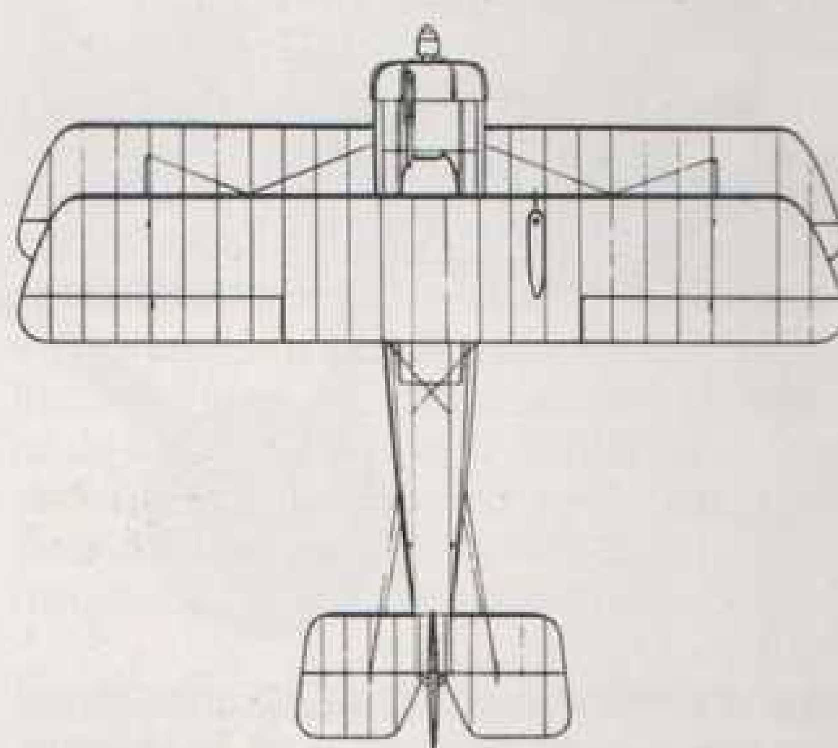
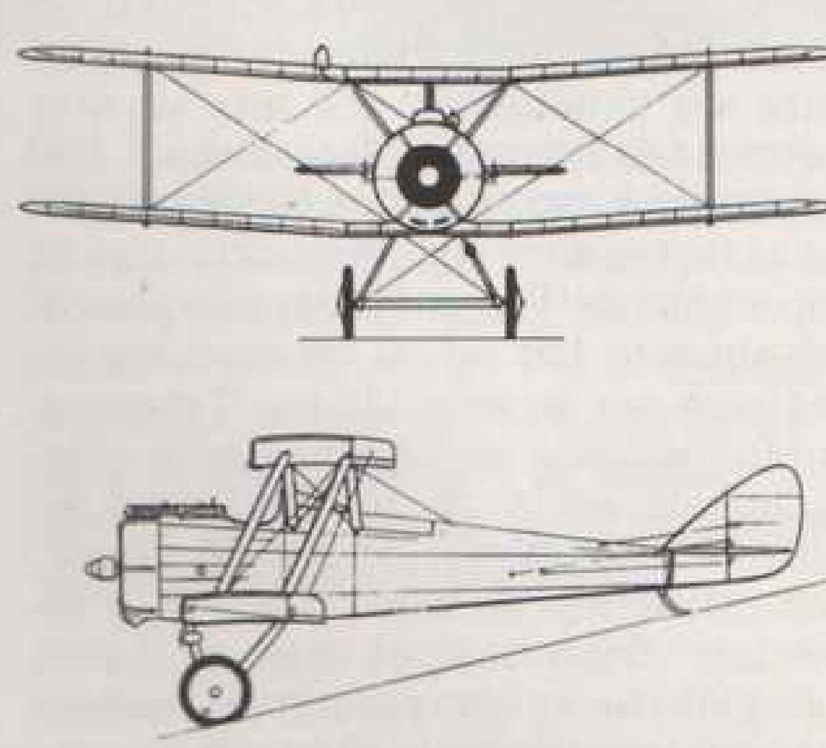
Pese a los inconvenientes del D.H.1 y del D.H.2, la configuración de su planta motriz, adoptada para permitir la instalación de un arma de fuego frontal, aseguró que los pilotos de estos aviones gozaran de un excelente campo visual. Cuando la sincronización de mecanismos hizo posible que las ametralladoras de fuego frontal dispararan a través del disco de la hélice, esta ventaja quedó hasta cierto punto anulada por la visibilidad mucho más reducida del piloto.

El **Airco D.H.5** fue concebido en 1916 para reemplazar al monoplaza D.H.2, y era el primer avión de reconocimiento y combate diseñado por de Havilland que introdujo un mecanismo interruptor Constantinesco. La nueva configuración del motor prometía mejores prestaciones, y Geoffrey de Havilland procuró además asegurar al piloto un campo visual no muy inferior al del D.H.2. Este objetivo fue responsable de la inhabitual configuración del D.H.5, que presentaba un considerable escalonamiento hacia atrás de las alas biplanas, de manera que el emplazamiento del piloto estuviera situado delante del borde de ataque del ala superior.

Aparte de esta característica, la construcción era convencional, en madera y tela; el tren de aterrizaje, de patín de cola fijo, y la planta motriz, un motor Le Rhône en estrella de 110 hp. El D.H.5 entró en servicio en mayo de 1917, y cuando lo pilotaban pilotos experimentados, demostró ser un arma muy útil.

Pero sus características de manejabilidad y sus prestaciones a gran altura, inferiores a las de muchos otros aviones aliados y enemigos, lo hacían muy vulnerable en manos inexpertas. Después de sufrir pérdidas muy graves en noviembre de 1917, el D.H.5 se utilizó en misiones de ataque a tierra hasta que, en enero de 1918, la Royal Aircraft Factory S.E.5a lo reemplazó en los servicios de primera línea. Por un breve periodo se continuó utilizando como avión de entrenamiento avanzado.

La producción de D.H.5 totalizó alrededor de 550 ejemplares, que construyeron Airco (200) y las empresas subcontratistas British Caudron Company (50), The Darracq Motor Engineering Company (200), y March, Jones and Cribb (alrededor de 100). Con fines experimentales se equipó un único ejemplar con el motor en estrella Clerget de 110 hp.

Airco D.H.5.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplaza de combate y reconocimiento
Planta motriz: un motor Le Rhône de cilindros en estrella de 110 hp
Prestaciones: velocidad máxima a 3 050 m de altitud, 164 km/h; tiempo inicial de ascensión hasta 1 980 m en 6 min 55 seg; techo de servicio 4 875 m; autonomía 2 horas 45 minutos
Pesos: vacío 458 kg; máximo en despegue 677 kg
Dimensiones: envergadura 7,82 m; longitud 6,71 m; altura 2,78 m; superficie alar 19,70 m^2
Armamento: una ametralladora Vickers de 7,7 mm fija de fuego frontal, más cuatro bombas de 11,3 kg en soportes subalares; además de este armamento estándar, un avión se equipó con fines experimentales con una ametralladora Vickers que disparaba frontalmente hacia arriba en un ángulo aproximado de 45°

Airco D.H.6

Historia y notas

Diseñado en 1916 como avión de entrenamiento primario, el **Airco D.H.6** era un biplano de configuración convencional, construido básicamente de madera con cubierta de tela y, en algunas zonas, de madera terciada. La construcción de las superficies de cola era mixta, con marco de tubos de acero, costillas de madera y cubierta de tela. El tren de aterrizaje de patín de cola de construcción tosca y los patines subalares para proteger las puntas de ala en los aterrizajes deficientes, anticipaban el tratamiento que estos aviones de entrenamiento habrían de recibir; el reconocimiento de este factor implicaba que debía ponerse el acento en la seguridad y en la fácil reparación y mantenimiento de toda la estructura. Una cabina abierta común para instructor y alumno garantizaba que no habría problemas de comunicación.

Las primeras pruebas mostraron que el D.H.6 era virtualmente un aeroplano sin defectos: no podía caer en barrena, su comportamiento en pérdida era inofensivo, y era tan dócil que deliberadamente lo hicieron más inestable a fin de acostumbrar a los alumnos a los aviones menos sencillos que deberían pilotar en las etapas posteriores del entrenamiento. Se encargó su producción a comienzos de 1917. Casi 2 300 ejemplares estuvieron en servicio en la RFC y la RFA hasta que los reemplazó el Avro 504K. Además de la Airco, produjeron D.H.6 empresas subcontratistas, como la Goucestershire Aircraft Company, The Grahame-White Aviation Company, Harland and Wolff Ltd, The Kingsbury Aviation Company, Morgan Company, Ransomes, Sims & Jeffries Ltd, y Savages Ltd.

A partir de marzo de 1918, los D.H.6 de la RFC comenzaron a entrar en servicio para el Servicio Aéreo de la Marina en misiones de patrulla antisubmarina.

Los D.H.6 realizaban esas misiones con una carga máxima de 45 kg de bombas, y en solitario. ¡Evidentemente, su potencial era más psicológico que real!

Cuando terminó la guerra, la RAF tenía encargados más de 1 000 D.H.6, muchos de los cuales se subastaron como material sobrante de guerra y fueron adquiridos para uso civil. Fuera de estos aviones militares y civiles, Hispano-Suiza SA construyó bajo licencia en España, a partir de 1921, 60 ejemplares que prestaron servicio como aviones de entrenamiento para las Fuerzas Aéreas Españolas.

Variante

Airco D.H.6A: denominación no oficial que se aplicó ocasionalmente a un avión con algunos cambios en la configuración del ala adoptados a finales de 1918, y equipado con un motor OX-5

Especificaciones técnicas

Tipo: avión biplaza de entrenamiento
Planta motriz: un motor R.A.F. 1a en línea de 90 hp; algunos tuvieron un motor Renault de 80 hp o Curtis OX-5 de 90 hp, cuando el suministro de R.A.F. 1a era insuficiente
Prestaciones: (motor R.A.F. 1a) velocidad máxima 113 km/h; trepada a 1 980 m en 29 min; autonomía 2 horas 45 minutos
Pesos: vacío 662 kg; máximo en despegue 919 kg
Dimensiones: envergadura 10,95 m; longitud 8,32 m; altura 3,29 m; superficie alar 40,53 m^2
Armamento: hasta 45 kg de bombas para patrulla antisubmarina

Por su sencillez, el D.H.6 fue un avión de entrenamiento sin defectos. Los ejemplares con motor Curtiss se distinguían por sus alas decaladas hacia atrás.



Airco D.H.9

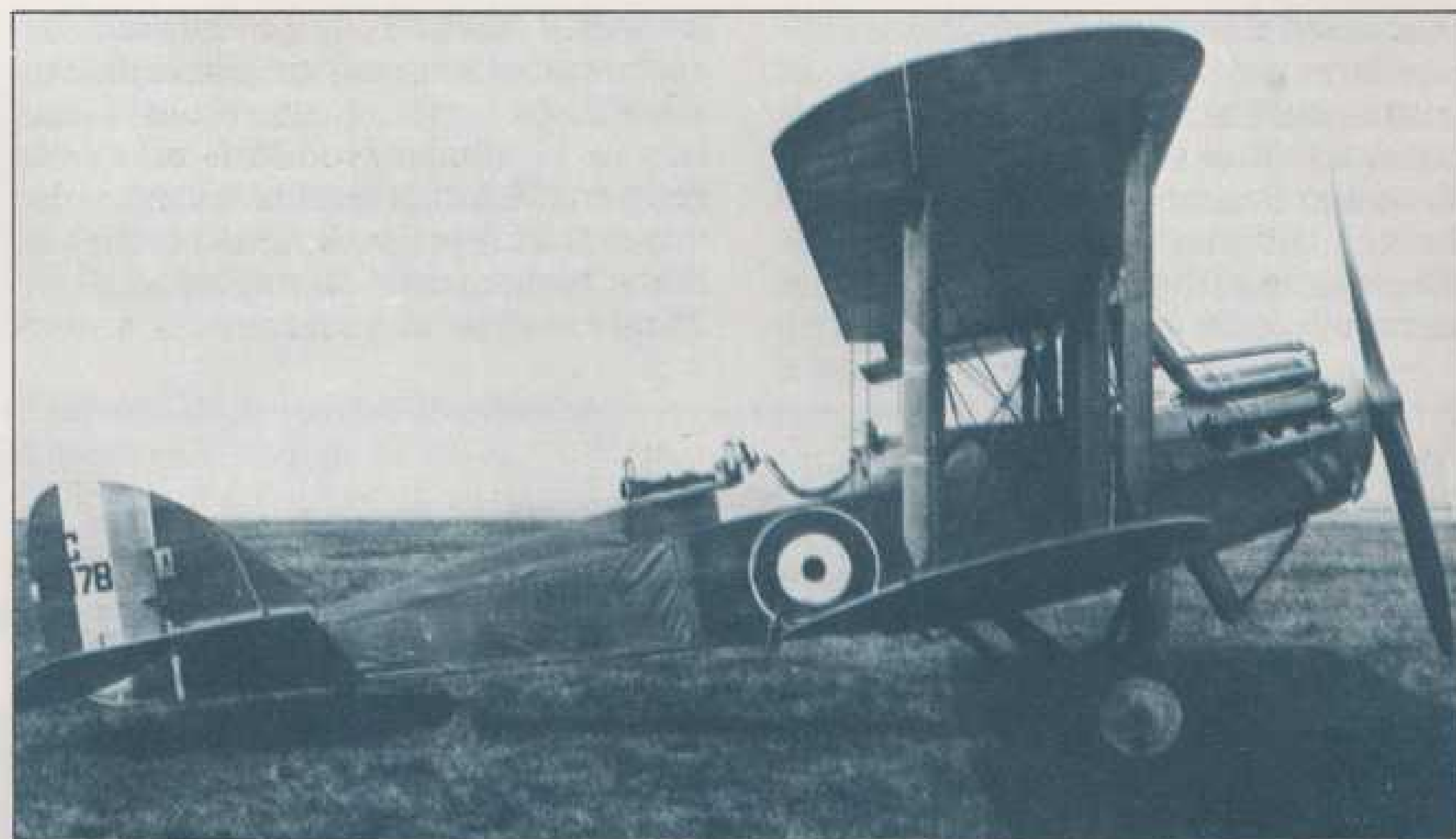
Historia y notas

Cuando a mediados de 1917, y como resultado de los ataques en pleno día de los bombarderos alemanes sobre Londres, se decidió aumentar el poder de la RFC, la Air Board ordenó que una gran proporción de los nuevos escuadrones fueran equipados con aviones de bombardeo. Gran cantidad de los excelentes D.H.4 entraron entonces en servicio, pero se previó la necesidad de un nuevo bombardero de mayor autonomía a fin de extender eventualmente el área de las operaciones de bombardeo. Comprensiblemente, hubo cierta resistencia a dejar de lado los medios desarrollados para la producción en gran escala del D.H.4, y se tendió a conservar en lo posible la misma estructura en el diseño del nuevo Airco.

El prototipo **Airco D.H.9** fue producido mediante la modificación de un D.H.4. El D.H.9 conservaba las mismas alas, la unidad de cola y un tren de aterrizaje similar, pero el fuselaje era completamente nuevo, con el morro muy mejorado, más aerodinámico, y la cabina del piloto situada directamente sobre el borde de fuga del ala inferior, lo cual, al acercar al piloto y al observador-artillero, eliminaba el único inconveniente grave del D.H.4, el problema de la comunicación entre ambos. La planta motriz del prototipo fue construida por Galloway Engineering Company, a la que a veces se hacía referencia como Galloway Adriatic. Las primeras pruebas, que comenzaron a finales de 1917, dieron tan buenos resultados que se modificaron los contratos existentes con los subcontratistas para el D.H.4 a fin de cubrir la producción del D.H.9. Algunos de estos primeros aviones de producción tuvieron un motor B.H.P. de fabricación Siddeley, pero luego se eligió una nueva versión ligera de ese motor, conocida como Puma y desarrollada por Siddeley-Deasy, como el principal motor de producción. Con sus 300 hp, se esperaba que el D.H.9 cumpliera excelentes prestaciones, pero luego algunos problemas de desarrollo mostraron que sólo se aseguraría la fiabilidad si se rebajaba la potencia a 230 hp, con lo que las prestaciones del nuevo bombardero fueron en la práctica inferiores a las del D.H.4.

A pesar de estos gravísimos defectos, como la Airco y 12 subcontratistas habían construido ya más de 3 200 ejemplares en Gran Bretaña, el D.H.9 entró en servicio en abril de 1918 con las unidades que operaban en Francia; la consecuencia inmediata fue un número elevadísimo de bajas en combate. Los D.H.4 continuaron en servicio, con el suplemento del D.H.9, que realmente no llegó a sustituir al primero. En regiones menos activas que el frente occidental, el D.H.9 tuvo mejor rendimiento, especialmente en Macedonia y Palestina, y reforzó también la defensa costera británica y las patrullas anti-Zeppelin. Al finalizar la guerra, el D.H.9 desapareció muy pronto de la escena de la RAF, eclipsado por completo por el D.H.9A, que lo sustituyó.

Los excedentes de guerra del D.H.9 prestaron servicios en Afganistán, Australia, Bélgica, Canadá, Chile, Estonia, Grecia, India, el Estado Libre de Irlanda, Letonia, Nueva Zelanda, Países Bajos, Polonia y Sudáfrica. Este tipo también fue construido por la Hispano-Suiza bajo licencia para el servicio de las Fuerzas Aéreas de España, con una cifra de producción de algo más de 500, 25 de los cuales todavía estaban en servicio cuando comenzó la Guerra Civil, en julio de 1936. Otros fueron construidos por SABCA en Bélgica y también la factoría aeronáutica del Ejército de los Países Bajos montó 10 nuevos D.H.9 construidos por de Havilland Aircraft Company en 1923, a los que en 1932 se dotó de un nuevo motor Wright Whirlwind de 465 hp. A pesar de esta continuada demanda, a fines de 1939 la Aircraft Disposal Company de Gran Bretaña tenía almacenados todavía gran cantidad de D.H.9 excedentes de guerra, que fueron desguazados el año siguiente.



Equipado con el motor en línea Napier Lion, el D.H.9 alcanzó prestaciones muy brillantes, incluyendo una velocidad máxima de 232 km/h.

Además de las plantas motrices mencionadas como estándar, los D.H.9, en vuelos experimentales o como consecuencia de su conversión, utilizaron otros motores, entre ellos el Fiat A-12 de 250 hp, el Siddeley Puma de 290 hp de alta compresión, el A.D.C. Nimbus y el Hispano-Suiza 8Fg de 300 hp, el Napier Lion de 430 hp y el Liberty 12A de 435 hp. Las conversiones realizadas por las Fuerzas Aéreas de Sudáfrica, con Wolseley Viper de 200 hp, Bristol Jupiter VI de 450 hp y Bristol Jupiter VIII de 480 hp, fueron denominadas **Mantis, M'pala I** y **M'pala II**.

Variantes

Airco D.H.9B: denominación de un avión convertido para uso civil, que llevaba un pasajero delante y otro detrás del piloto
Airco D.H.9C: denominación de un avión convertido para uso civil, que llevaba un pasajero delante y dos detrás del piloto
Airco D.H.9J: denominación utilizada para el SAAF M'pala I, y también para los D.H.9 modernizados a finales de los años veinte para uso de la escuela de vuelo de Havilland. Estos últimos aviones tenían una estructura reforzada del fuselaje delantero, tren de aterrizaje mejorado, controles de alerones y nuevo sistema de combustible; introducían ranuras de borde de ataque Handley Page, y estaban equipados con un motor Armostrong Siddeley Jaguar III radial de 385 hp

Especificaciones técnicas

Airco D.H.9 (tipo estándar RAF)
Tipo: bombardero biplaza diurno
Planta motriz: un motor Siddeley Puma en línea de 230 hp
Prestaciones: velocidad máxima 178 km/h a 1 980 m; trepada a 1 980 m en 10 min 20 seg; techo de servicio 4 725 m; autonomía 4 h 30 min
Pesos: vacío 1 012 kg; máximo en despegue 1 508 kg
Dimensiones: envergadura 12,92 m; longitud 9,27 m; altura 3,44 m; superficie alar 40,32 m²
Armamento: una ametralladora Vickers de 7,7 mm fija de fuego frontal y una o dos ametralladoras Lewis de 7,7 mm sobre aro Scarff en la cabina de popa, más un máximo de 200 kg de bombas

Airco D.H.9A



D.H.9A, avión L de la escuadrilla B, 8.° Sqn, RAF, con base en Hinaidi, Irak, a comienzos de la década de los veinte.

Historia y notas

Era evidente que las decepcionantes prestaciones del D.H.9 podían superarse mediante la introducción de un motor más potente y fiable. ¿Podía una vez más la Rolls-Royce convertir en éxito lo que había sido un fracaso? Por desgracia, la respuesta fue negativa. La demanda de los motores Rolls-Royce Eagle VIII excedía considerablemente la oferta.

Para superar esta dificultad, se encargaron motores Liberty 12 en EE UU, y la Airco, que estaba ocupada a fondo en el nuevo D.H.10, pidió a la Westland Aircraft Works de Yeovil, Somerset, que rediseñara el D.H.9 para acoplarle el motor Liberty. La Westland, que había fabricado gran cantidad tanto de D.H.4 como de D.H.9 bajo contrata, hizo algo aún mejor: combinó las mejores características de ambos con el motor norteamericano, y para asegurar el máximo beneficio de la potencia extra, reforzó el fuselaje e introdujo alas de envergadura y cuerda mayores. Como los motores Liberty aún no se habían recibido, el prototipo **Airco D.H.9A** realizó su vuelo inicial con un motor Eagle VIII de 375 hp. Poco después volaba el primer avión con motor Liberty, y en junio de 1918 empezaron las entregas de los ejemplares de producción a la recién constituida RAF.

La Westland y subcontratistas fabricaron unos 885 bombarderos D.H.9A, y este tipo se convertiría en el más sobresaliente bombardero estratégico de la I Guerra Mundial. A diferencia de la mayoría de los otros aviones de tiempos de guerra, la producción del D.H.9A continuó en los años de posguerra, sirviendo eficazmente a la RAF en operaciones de vigilancia aérea en Irak y la frontera noroccidental de la India. Con el apodo «Nine-Ack» —generalmente abreviado en «Ninak»—, se construyó por centenares, a cargo de la Westland y otras fábricas británicas, aunque la primera se encargó en exclusiva de la reparación y revisión de estos aviones hasta que fueron finalmente retirados de la RAF, en 1931. Además de las operaciones de vigilancia aérea, los D.H.9A de la RAF formaron también escuadrones de bombarderos diurnos, con base en Gran Bretaña, y seis escuadrones auxiliares mantuvieron el servicio postal aéreo a través del desierto, entre El Cairo y Bagdad; prestaron servicio en Egipto y Palestina, hicieron estremecer a millares de espectadores en las exhibiciones aéreas de la RAF en Hendon.

Variantes

De Havilland D.H.9AJ Stag: denominación de un único prototipo con tren de aterrizaje mejorado y planta motriz consistente en un motor Bristol Jupiter VI radial de 465 hp
De Havilland D.H.9R: denominación de una única versión de carreras con alas sesquiplanas y motor Napier Lion II de 465 hp
Engineering Division USD-9A:

denominación de nueve aviones similares de construcción norteamericana, cada uno con su ametralladora Browning de 7,62 mm de fuego frontal a estribor (en vez de babor), y deriva modificada
Engineering Division USD-9B: denominación que recibió un ejemplar USD-9A después de la instalación de un motor Liberty 12A de 420 hp

Especificaciones técnicas
Airco D.H.9A (tipo RAF estándar)
Tipo: bombardero diurno biplaza
Planta motriz: un motor en línea Packard Liberty 12 de 400 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar 198 km/h; trepada a 1 980 m en 8 min 55 seg; techo de servicio 5 105 m; autonomía 5 h 15 min
Pesos: vacío 1 270 kg; máximo en despegue 2 107 kg
Dimensiones: envergadura 14,01 m; longitud 9,22 m; altura 3,45 m; superficie alar 45,22 m^2
Armamento: una ametralladora Vickers de 7,7 mm fija de fuego frontal, y una o dos Lewis de 7,7 mm sobre aro Scarff en cabina de popa, más 300 kg de bombas

Airco D.H. 10 Amiens

Historia y notas
El fallido D.H.3 debía haber sido un bombardero utilizable contra objetivos estratégicos alemanes. Cuando Alemania comenzó sus ataques diurnos sobre Londres en 1917, la reacción inmediata fue equipar a la RFC con un arma de represalia. Como los D.H.9 y 9A no se adaptaban a esta función, Geoffrey de Havilland comenzó a diseñar y desarrollar el **Airco D.H.10**, que recibió el nombre de Amiens. Dada la urgencia con que se planteaba la situación, no había tiempo para producir un diseño completamente nuevo, de modo que se tomó el D.H.3 de 1916 como base para el nuevo aeroplano.



Uno de los 16 D.H.10 fabricados bajo pedido por la Aircraft Manufacturing Company.

De configuración similar en líneas generales al anterior D.H.3, el Amiens era un poco más grande y de construcción mucho más robusta. El primero de los tres prototipos construidos (**Amiens Mk I**) hizo su primer vuelo el 4 de marzo de 1918, con dos motores lineales B.H.P. de 230 hp, montados en disposición de empuje entre las alas, cuyos bordes de fuga incorporaban recortes para permitir espacio libre para las hélices. Los otros dos prototipos tenían motores instalados en configuración de tracción: el **Amiens Mk II**, un Rolls-Royce Eagle VIII de 360 hp, y el **Amiens Mk III**, un Liberty 12 de 400 hp. En los tres aviones los motores estaban montados entre las alas, sobre vigas cortas apoyadas en la estructura del ala inferior. Un cuarto prototipo voló con los motores montados directamente en el ala inferior, lo cual mejoró las prestaciones. Con esta configuración, el avión recibió la denominación **D.H.10 A** de parte de Airco, y fue designado oficialmente **Amiens Mk IIIA**.

Lo mismo que sus contemporáneos Vickers Vimy y Handley Page V/1500, el Amiens no entró en servicio operativo para la RAF durante la I Guerra Mundial. Se habían encargado un total de 1 295, pero sólo ocho llegaron a la Royal Air Force antes de terminar la guerra. Sin embargo, la producción continuó y llegaron a construirse unos 220 aparatos.

Variantes
Airco D.H.10B: probable denominación del único D.H.10 de matrícula civil, utilizado para correo aéreo
Airco D.H.10C Amiens Mk IIIc: versión (probablemente pensada para la producción en gran escala) con motores Eagle VIII de 375 hp, montados directamente sobre las alas inferiores

Especificaciones técnicas
Airco D.H.10 Amiens Mk III
Tipo: bombardero estratégico de tres o cuatro plazas
Planta motriz: dos motores lineales Liberty 12 de 400 hp
Prestaciones: velocidad máxima 180 km/h; techo de servicio 5 030 m; autonomía 5 h 45 min
Pesos: vacío 2 533 kg; máximo en despegue 4 082 kg
Dimensiones: envergadura 19,96 m; longitud 12,08 m; altura 4,42 m; superficie alar 77,79 m^2
Armamento: una o dos ametralladoras Lewis de 7,7 mm sobre aro Scarff en cabinas de morro y central, más una carga máxima de 400 kg de bombas

Airconcept VoWi 10

Historia y notas
En 1974, Helmut Wilden diseñó y construyó el prototipo de un avión deportivo monoplaza superligero al que dio la denominación **VoWi 10**. Este prototipo (D-EGWI), que voló por primera vez el 16 de abril de 1975, despertó gran interés y valió a herr Wilden el encargo de más de 50 ejemplares. En su forma original, el avión se consideró inútil para la producción en serie y, consecuentemente, fue rediseñado al mismo tiempo que se incrementaba su potencia a fin de permitirle transportar al piloto y un pasajero. Se fundó una nueva compañía, la Airconcept Flugzeug und Gerätebau GmbH, para fabricar el VoWi 10, bien en forma normal, bien en forma de kit para su montaje por aficionados.

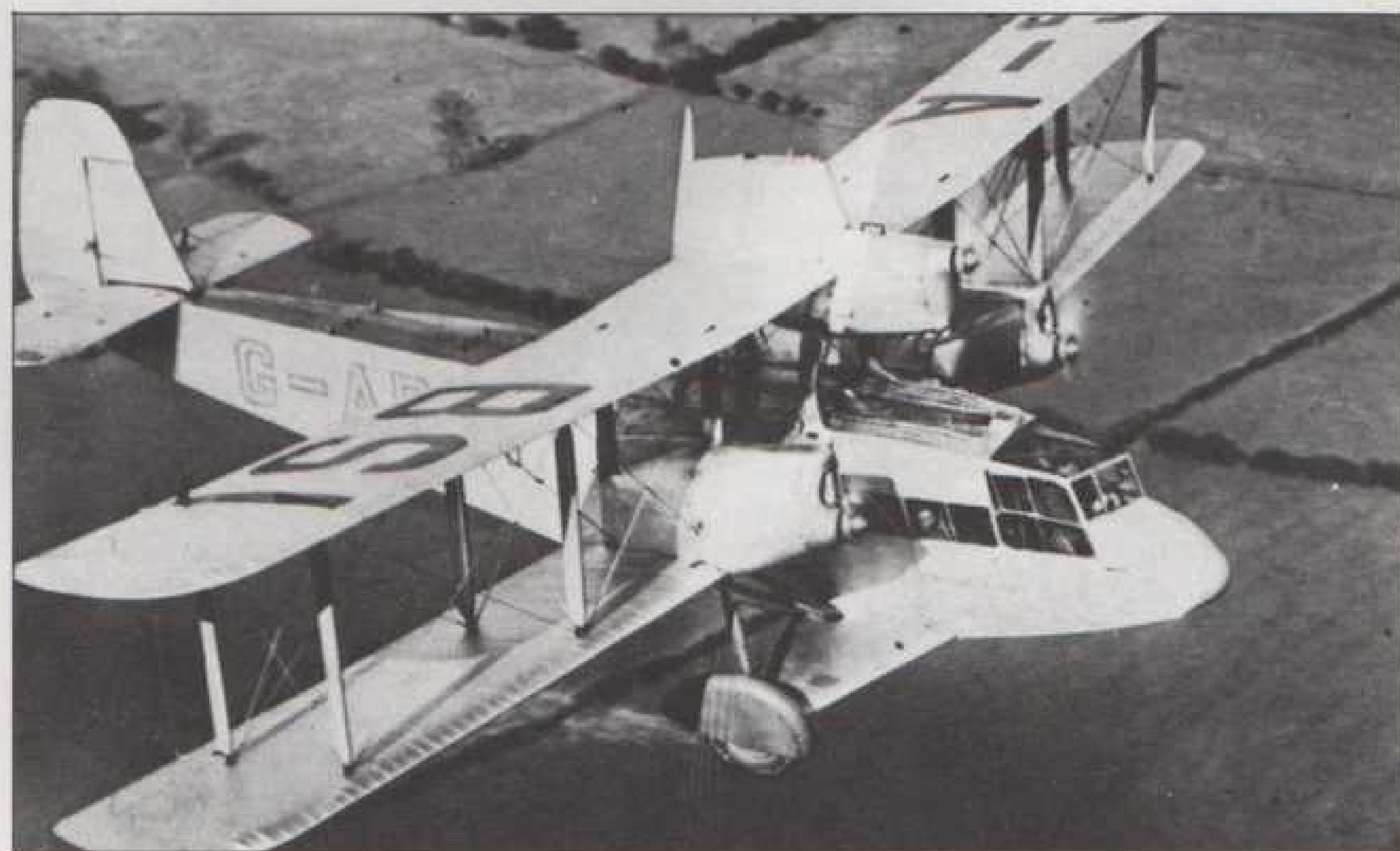
En su configuración actual, el avión es un monoplano de ala alta arriostrada de construcción compuesta. El fuselaje consiste básicamente en un tubo ligero de aleación que sostiene el motor en su extremidad delantera, finaliza con una cola arriostrada en forma de «V» e incluye una cabina de acceso lateral, fijada bajo el ala. Un tren de aterrizaje triciclo no replegable completa la sencilla estructura. Un prototipo del avión, con esta configuración (D-ENWS), voló por primera vez a comienzos de 1978; sin embargo, y la entrega de los primeros ejemplares de producción no comenzó hasta el año 1981.

Especificaciones técnicas
Tipo: avión deportivo biplaza superligero
Planta motriz: un motor Limbach SL 1 700 EA de cuatro cilindros, con una potencia de 60 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 110 km/h; autonomía con 15 min de reserva 2 h
Pesos: vacío 265 kg; máximo en despegue 430 kg
Dimensiones: envergadura 11,00 m; longitud 5,89 m; altura 2,22 m; superficie alar 13,00 m^2

Airspeed AS.4 Ferry

Historia y notas
Airspeed Ltd se fundó en Portsmouth, Hampshire, en el año 1934. Uno de los directores originarios de la compañía fue sir Alan Cobham, un reputado piloto de larga distancia que se impuso el objetivo de interesar en la aviación civil al público británico. Un método para lograr ese propósito consistía en hacer fácil y relativamente barata la realización de un vuelo corto a fin de que la gente experimentara por sí misma qué era un viaje aéreo. Los «circos volantes» de exhibición aérea de Cobham recorrieron toda la Gran Bretaña durante los meses de verano de los años 1932-36 y demostraron ser una excelente forma de educación aérea; su avión transportó cerca de un millón de personas durante este periodo.

Como necesitaba un pequeño avión de línea de varios motores para llevar un número adecuado de pasajeros, Cobham realizó gestiones para que la Airspeed diseñara y construyera dos aviones que se adaptaran dicha función. Los modelos resultantes, denominados **Airspeed AS.4**, y más tarde Ferry, eran biplanos de configuración inusual, con ala inferior acodada.



El prototipo Airspeed AS.4 Ferry (G-ABSI) construido para Alan Cobham como avión de transporte utilitario para promocionar vuelos de placer.

También era inusual la instalación de un tercer motor en la sección central del ala superior, pues la mayoría de los aviones trimotores de esa época agregaban el tercer motor en el morro del fuselaje; la disposición del Airspeed daba mucho mejor visibilidad frontal al piloto. La estructura de la célula, básicamente de madera, constaba de un fuselaje chato bastante antiestético con capacidad para diez pasajeros, una unidad de cola convencional arriostrada y un tren de aterrizaje de patín ancho con ruedas principales parcialmente carenadas. Los tres motores tenían la misma potencia, pero el del ala superior era un de Havilland Gipsy III invertido, mientras que los de las alas inferiores, colocados directamente sobre las ruedas principales, eran Gipsy II verticales.

El prototipo (G-ABSI) voló por primera vez el 5 de abril de 1932 y sus prestaciones en general fueron satisfactorias. Pronto le siguió el segundo avión (G-ABSJ). Durante el primer año de operaciones, los dos aviones transportaron aproximadamente 92 000 pasajeros. Sólo se construyeron otros dos ejemplares.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión civil de línea
Planta motriz: tres motores lineales de Havilland Gipsy de 120 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar 174 km/h; velocidad de crucero, a 305 m, 137 km/h; techo absoluto 3 960 m; autonomía 515 m
Pesos: vacío equipado 1 560 kg; máximo en despegue 2 540 kg
Dimensiones: envergadura 16,76 m; longitud 12,09 m; altura 4,34 m; superficie alar 59,55 m^2

Airspeed AS.5 Courier

Historia y notas

El primer producto de la empresa Airspeed que se fabricó en cantidad significativa fue el **AS.5 Courier**, diseñado por uno de los directores fundadores, A. Hessell Tiltman. El proyecto propuesto por Tiltman se remontaba en 1931, pero la nueva compañía no tenía entonces capital suficiente, y la construcción del prototipo debió aplazarse en consecuencia comenzó hasta setiembre de 1932.

Con una configuración de monoplano de ala baja y construcción mixta, el Courier introdujo lo que entonces era una característica muy avanzada, a saber, tren de aterrizaje retráctil con rueda de cola. No faltaron, por supuesto, los «jeremías» que negaban toda utilidad al complejo equipo recién inventado. Tiltman siguió sus planes sin comentario alguno, y a su debido tiempo pudo demostrar una mejora de unos 32 km/h en la velocidad de crucero con las unidades del tren de aterrizaje principal replegadas. Equipado con un motor Armstrong Siddeley Lynx IVC radial de 240 hp, sin capó, el prototipo voló por primera vez el 11 de abril de 1933. Luego, se cubrió el motor con un capó Town anular, y con esta configuración, el prototipo sirvió de base para una versión concebida para uso «inglés» que se denominó **AS.5A.** La versión «Colonial» alternativa iba propulsada un motor Armstrong Siddeley Cheetah V radial de 305 hp, y recibió la denominación **AS.5B.**

En febrero de 1934, la RAF adquirió un AS.5A de cinco/seis plazas, para utilizarlo como avión de comunicaciones, y en 1935 lo devolvió a la Airspeed para que incorporara mecanismos de aterrizaje y elevación, pues una vez en el aire, resultaba muy difícil devolver el Courier a la madre tierra. Los mecanismos introducidos fueron flaps Handley Page con ranuras instaladas en los bordes de fuga de las secciones exteriores de las alas, frenos aerodinámicos en la sección central de las mismas, junto al fuselaje, y alerones abatibles. Convenientemente utilizados, estos mecanismos servían para aumentar la sustentación, o bien la resistencia al avance, del aparato.

La producción del Courier totalizó 16 aviones, de los cuales 10 prestaron servicio para la RAF en tareas de transporte y comunicaciones durante la II Guerra Mundial. Estos diez ejemplares comprendían el original realizado para la RAF (D4047), más otros nueve aviones requisados de fuentes civiles. Sólo uno sobrevivió para ser devuelto al servicio civil el 18 de enero de 1946.



El G-ADAX fue un Airspeed AS.5 Courier que entre 1935 y 1940 se utilizó para transporte ferry entre Portsmouth, Southsea e Isla de Wight por la Aviation's Solent. Los cinco Courier empleados en dicho servicio tenían el tren de aterrizaje fijo.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión de transporte ligero para cinco/seis plazas
Planta motriz: (AS.5B) un motor Armstrong Siddeley Cheetah V de cilindros radiales de 305 hp
Prestaciones: velocidad máxima 226 km/h al nivel del mar; velocidad de crucero 233 km/h a 305 m; techo de servicio 5 180 m; autonomía 1 030 km
Pesos: vacío 1 056 kg; máximo en despegue 1 814 kg
Dimensiones: envergadura 14,33 m; longitud 8,69 m; superficie alar 23,23 m^2

Airspeed AS.6 Envoy

Historia y notas

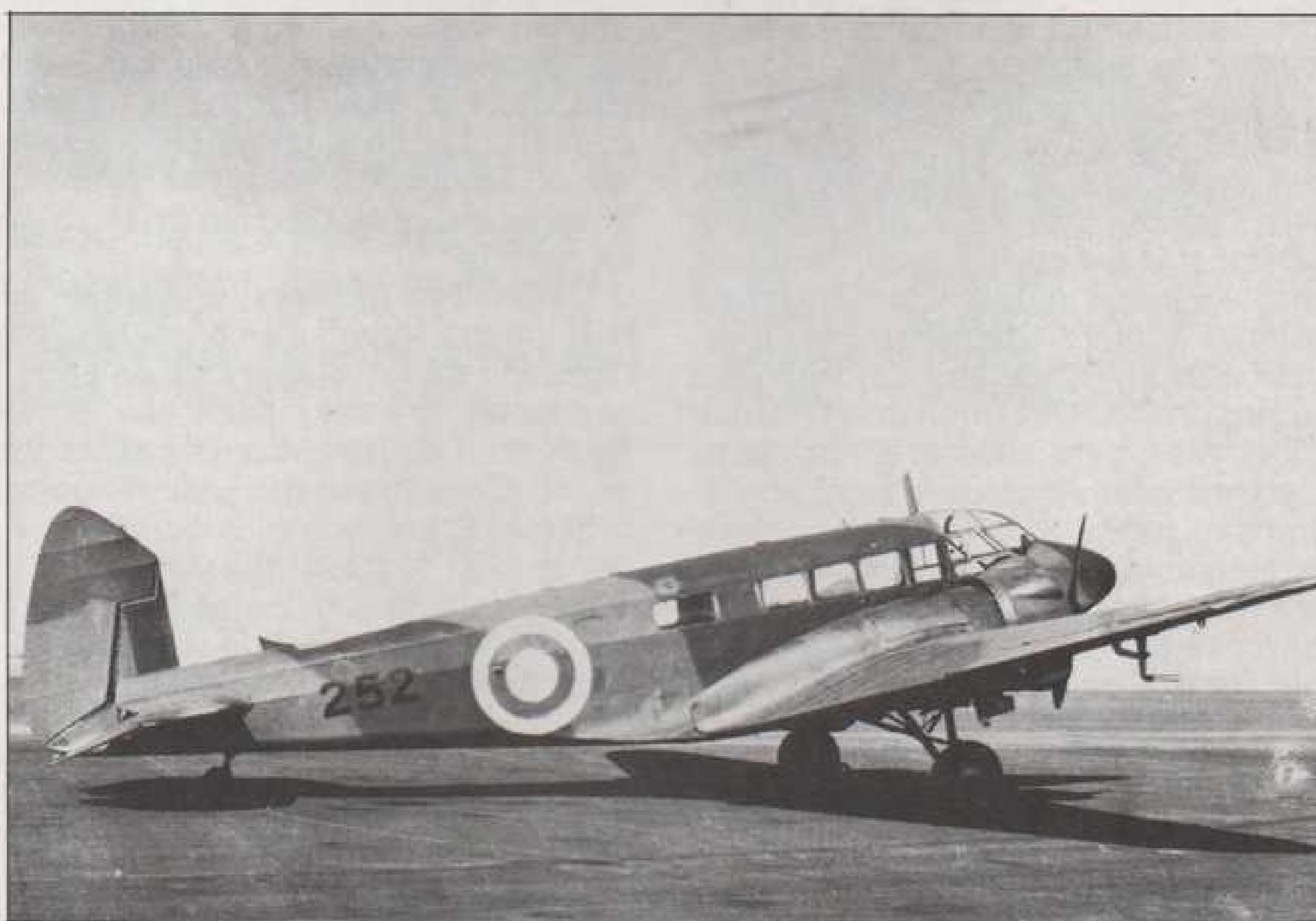
El diseño de este avión Airspeed, que recibió la denominación **AS.6 Envoy**, comenzó a finales de 1933 como desarrollo más amplio del AS.5 Courier con dos motores. El prototipo voló por primera vez el 26 de junio de 1934 y luego fue producido en forma «extensiva» como avión civil británico de la época. Se construyeron 50 en total, cifra que incluye el prototipo.

Con capacidad estándar para acomodar al piloto y ocho pasajeros, el Envoy, lo mismo que el Courier anterior, era un aparato de configuración convencional constituido íntegramente de madera, con todas las superficies de control recubiertas de tela. El tren de aterrizaje retráctil y un empenaje de incidencia variable constituyeron características destacadas de un diseño del que, en el periodo 1934-39 en que se produjo este avión, aparecieron tres versiones diferentes. La **Serie I** inicial (17 ejemplares construidos) no tenía flaps de borde de fuga; la **Serie II** (13) introducía frenos aerodinámicos que se extendían desde el alerón hasta la raíz del ala sobre el borde de fuga de cada ala, y también de raíz de ala a raíz de ala por debajo de la sección central; y la **Serie III** (19), similar en general a la anterior, introducía muchas mejoras de detalle.

El rasgo diferencial decisivo en las numerosas variantes de los Envoy era su planta motriz, que consistía, para el AS.6, en un Wolseley AR.9 de 200 hp; para el **AS.6A**, un Armstrong Siddeley Lynx IVC de 240 hp; para el **AS.6D**, un Wright R-760-E2 Whirlwind 7 de 350 hp; para el **AS.6E**, un Walter Castor II de 340 hp; para el **AS.6G**, un Wolseley Scorpio I de 250 hp; para el **AS.6H**, un Wolseley Aries III de 225 hp; y para el **AS.6J** y el **AS.6JM/C**, un Armstrong Siddeley Cheetah IX de 350 hp.

Los Envoy volaron en muy diferentes cielos, pues se suministraron aparatos de este tipo, en número variable pero siempre limitado, a China, Checoslovaquia, Francia, India y Japón. En funciones militares los utilizaron la RAF, la Royal Navy británica y las Fuerzas Aéreas Sudafricanas; también participaron aviones de este tipo en la Guerra Civil española. La RAF adquirió dos Envoy para servicios de comunicaciones en la India y cinco para el servicio interior en el mismo papel, uno de los cuales, al menos, se utilizó en la II Guerra Mundial, en el Arma Aérea de la Flota. Además, tres Envoy requisados sirvieron para la RAF durante la guerra.

Sudáfrica adquirió siete Airspeed AS.6 Envoy en 1936: tres de ellos los utilizó la Fuerza Aérea, con un armamento que comprendía una ametralladora de fuego frontal y un cañón situado en una torreta dorsal. Los restantes cuatro aparatos, con la configuración habitual para su función de transporte civil, fueron utilizados por la South African Airways.



Especificaciones técnicas

Tipo: avión ligero de transporte, con siete plazas
Planta motriz: (AS.6J) dos motores radiales Armstrong Siddeley Cheetah IX de 350 hp
Prestaciones: velocidad máxima 338 km/h, a 2 225 m de altitud; velocidad de crucero 290 km/h, a 3 050 m de altitud; techo de servicio 6 860 m; autonomía 1 046 km
Pesos: vacío 1 840 kg; máximo en despegue 2 858 kg
Dimensiones: envergadura 15,95 m; longitud 10,52 m; altura 2,90 m; superficie alar 31,49 m^2

Uno de los tres Airspeed AS.6JM(II) Envoy entregados a las Fuerzas Aéreas de Sudáfrica en 1936. Estos tres aviones, más cuatro AS.6JC(II) entregados a South African Airways, eran Envoy III convertibles en civiles o militares. Los Envoy militares iban provistos de una torreta dorsal con un cañón.

Armamento: en general no lleva, pero tres ejemplares al servicio de las Fuerzas Aéreas Sudafricanas adoptaron una ametralladora de fuego frontal y un cañón, tal como se indica más arriba

Airspeed AS.8 Viceroy

Historia y notas

El único **Airspeed AS.8 Viceroy** fue especialmente fabricado para el capitán T. Neville Stack, quien compitió con este avión en la carrera aérea «MacRobertson» Inglaterra-Australia, en ocasión del centenario de la fundación del Estado australiano de Victoria. Se trataba virtualmente de una variante del AS.6 Envoy, pero se diferenciaba en que tenía un tren de aterrizaje más fuerte, un depósito auxiliar de combustible de 1 227 l dentro de la cabina, y una planta motriz que comprendía dos motores radiales Armstrong Siddeley Cheetah VI de 280 hp diseñados para proporcionar hasta 315 hp a 2 135 m.

El G-ACMU, como se registró este avión, participó en la carrera pero debió retirarse en Atenas.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano de carreras
Planta motriz: dos motores radiales Armstrong Siddeley Cheetah VI de 280 hp
Prestaciones: velocidad máxima 338 km/h a 2 135 m de altitud; velocidad de crucero 306 km/h; velocidad de ascenso inicial 305 m por minuto; autonomía 2 235 km
Pesos: máximo endespegue 2 858 kg
Dimensiones: envergadura 15,95 m; longitud 10,52 m; altura 2,90 m; superficie alar 31,49 m²

Airspeed AS.10 Oxford

Historia y notas

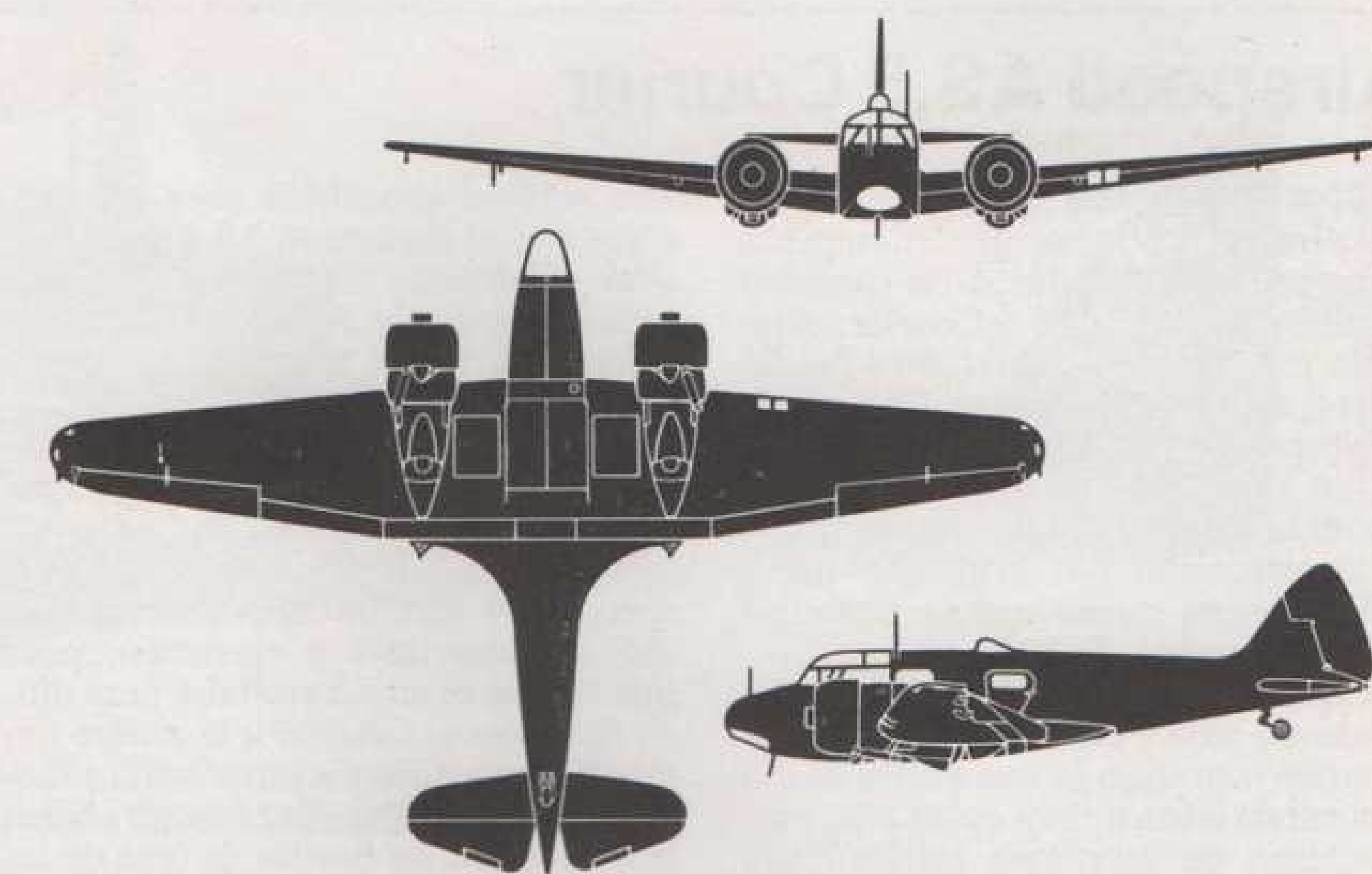
Fundada en 1931, la firma Airspeed apenas tuvo perspectivas de obtener un contrato militar importante en sus primeros años de vida. Sin embargo, en 1936 se le dio la oportunidad de presentar una propuesta para satisfacer la especificación T.23/36 del Ministerio del Aire británico, para un avión bimotor de entrenamiento. El diseño de la Airspeed para esta eventualidad se basaba en el popular AS.6 Envoy, del que ya había unos 24 en uso civil con una reputación en franco aumento por su fiabilidad; probablemente ese hecho contribuyese a la decisión del Ministerio del Aire de encargar la fabricación de una cantidad inicial de 136 **AS.10**.

El prototipo AS.10, que desde entonces llevó el sobrenombre Oxford, hizo su primer vuelo el 19 de junio de 1937, y las entregas comenzaron en noviembre de ese año, con seis aviones, de los cuales cuatro fueron a la Escuela Central de Vuelo de la RAF, y los otros dos a la 11.ª Escuela de Entrenamiento de Vuelo. Muy semejante en las proporciones y la configuración general al AS.6 Envoy, compartía también con éste la construcción de madera, el tren de aterrizaje retráctil y la célula básica. Las variaciones se produjeron en la planta motriz, en la disposición interna y, en el **Oxford I**, en la provisión de una torreta de tiro Armstrong Whitworth con una ametralladora, para entrenamiento de artilleros.

Cuando comenzó la II Guerra Mundial, el Oxford se fabricaba en grandes cantidades y el Commonwealth Air Training Scheme lo utilizaba ampliamente. La considerable reflexión que Airspeed dedicó a la disposición interna influyó indudablemente en la demanda de este avión. La capacidad normal era de tres tripulantes en cualquier caso, pero además de las plazas para un piloto/alumno y copiloto/instructor, había sitio para el entrenamiento de un artillero aéreo, un bombardero, un operador de cámara, un navegante y un radiooperador. El doble control estándar pen ·tía la utilización del Oxford como bimotor de entrenamiento; suprimiendo el doble mando del copiloto, podía ocupar su lugar un bombardero en posición de decúbito prono, y arrojar bombas de humo de prácticas, que se cargaban en la sección central; también podía deslizarse hacia atrás el asiento del copiloto y colocar una mesa de mapas, sujeta al costado del fuselaje, para que la utilizara un alumno en técnicas de navegación; un asiento mirando a popa, detrás del sitio del copiloto, estaba a disposición de un radiooperador y, en el Oxford I, había una torreta para de un artillero aéreo.

La planta motriz variaba de acuerdo con el objetivo. El **Mk I**, para servicios generales y entrenamiento de bombardeo y ametrallamiento, y el **Mk II** de entrenamiento de pilotos, radiooperadores y navegantes, estaban equipados con dos motores radiales Armstrong Siddeley Cheetah X de 375 hp, con hélices de inclinación fija. El **Mk V**, equipado para la misma función que el Mk II, tenía dos motores radiales Pratt & Whitney R-985-AN6 de 450 hp, que impulsaban hélices de velocidad constante. El **Oxford Mk III**, del que sólo se construyó un ejemplar, tenía dos motores radiales Cheetah V de 425 hp y hélices Rotol de velocidad constante; el **Mk IV** era una versión proyectada de entrenamiento del Mk III, pero no se llegó a fabricar ninguno. Un ejemplar de un MK II fue completado a título experimental con dos motores en línea de Havilland Gipsy Queen de 250 hp. Otras variantes extrañas incluían un Oxford I primitivo equipado con un tren de aterrizaje McLaren especial, cuyas unidades principales podían retirarse para conseguir un razonable grado de viento transversal tanto en el despegue como en el aterrizaje, y otro cuya unidad de cola incluía aletas y timones gemelos de placa terminal, especialmente instalados para una serie de pruebas de recuperación de la caída en barrena.

Como se ha dicho ya, el estallido de la II Guerra Mundial creó una enorme demanda de estos aparatos de entrenamiento, no sólo para uso de la RAF, sino de las naciones implicadas en el Commonwealth Air Training Scheme. Estas fueron: Australia (cerca de 400 Oxford), Canadá (200), Nueva Zelanda (300), Rhodesia (10) y Sudáfrica (700). También se entregaron ejemplares a la Fuerza Aérea Libre de Francia y, bajo el sistema de préstamo y arriendo, unidades norteamericanas utilizaron una buena cantidad de ellos en Europa. Además de su utilización con fines de entrenamiento, se acondicionaron ejemplares para servir de ambulancias aéreas. Muchos prestaron servicio en escuadrones de cooperación antiaéreos. También el Arma Aérea de la Flota tuvo una unidad de entrenamiento equipada con Oxford a partir de junio de 1942.



Airspeed AS.10 Oxford.



Tres Airspeed AS.10 Oxford II, aviones de entrenamiento de la RAF, en funciones de entrenamiento de pilotos, navegantes y radiooperadores (foto Imperial War Museum).

La demanda de Oxford superó la capacidad productiva de la Airspeed, que fabricó un total de 4 411 en Portsmouth, Hants, y 550 en Christchurch, Hants. Otra parte de la fabricación estuvo a cargo de de Havilland en Hatfield (1 515), Percival Aircraft en Luton (1 360) y Standard Motors en Coventry (750), lo que da un total de 8 586 unidades. La Airspeed fabricó su último ejemplar en julio de 1945, y el Oxford se mantuvo en servicio para la RAF hasta 1954. Después de la guerra, se suministraron muchos de estos aviones a las Fuerzas Aéreas de los Países Bajos.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión de entrenamiento triplaza
Planta motriz: (Mk V) dos motores radiales Pratt & Whitney R-985-AN6 Wasp Junior de 450 hp
Prestaciones: velocidad máxima 325 km/h, a 1 250 m; techo de servicio 6 400 m; autonomía 1 127 km
Pesos: vacío 2 572 kg; máximo en despegue 3 269 kg
Dimensiones: envergadura 16,26 m; longitud 10,52 m; altura 3,38 m; superficie alar 32,33 m²
Armamento: (sólo el Oxford I) una ametralladora de 7,7 mm en torreta dorsal
Usuarios: Australia, Canadá, EE UU, Francia Libre, Gran Bretaña, Nueva Zelanda, Portugal, Rhodesia y Sudáfrica

Airspeed AS.30 Queen Wasp

Historia y notas

La especificación Q.32/35 del Ministerio del Aire pedía un avión blanco sin piloto, de mayor velocidad y control más eficaz que el de Havilland Queen Bee, una variante del Tiger Moth. El Queen Bee había entrado en servicio en 1935-36, pero su velocidad máxima, apenas superior a los 160 km/h, distaba mucho de ser representativa de la del avión de servicio de esa época.

Con la denominación **AS.30**, Airspeed presentó una propuesta de diseño para satisfacer esa necesidad, y en mayo de 1936 se encargaban dos prototipos. Uno de ellos tendría tren de aterrizaje de ruedas y debía ser evaluado por la RAF; el otro estaría equipado como hidroavión, de tal modo que sería probado por la Royal Navy para prácticas de fuego antiaéreo en el mar.

El AS.30, biplano de una sola sección y de aspecto elegante, tenía únicamente un puntal fusiforme de cada lado entre los planos de las alas y un mínimo de cables de arriostramiento. Flaps de una sola ranura de toda la envergadura ocupaban todo el borde de escape del ala superior. El ala inferior llevaba alerones con ranura, que se interconectaban con los flaps, de tal modo que caían cuando se bajaban éstos. La construcción era íntegramente en madera, con superficies de control recubiertas de tela. El tren de aterrizaje tenía patas cantilever con carenado aerodinámico en las ruedas. El tren de flotación, aunque necesariamente bien arriostrado, era mucho más elegante. La cabina cerrada estaba equipada con un asiento único para un piloto; de este modo, el AS.30 podía volar con independencia de su sistema de control de radio. La planta

motriz comprendía un motor radial Armstrong Siddeley, montado en un capó semejante en general al del AS.6J Envoy. Con el nombre de Queen Wasp, los prototipos terrestre y acuático de este avión volaron por primera vez el 11 de junio y el 19 de octubre de 1937, respectivamente. Las pruebas comenzaron poco después de esas fechas, y la versión de la Royal Navy se lanzó con todo éxito en noviembre, catapultado desde la cubierta del HMS *Pegasus*. Tal como en el caso del monomotor Courier, sin embargo, se consideraron pobres las características de manejabilidad del control a baja velocidad, lo cual probablemente haya contribuido a que sólo se completaran y entregaran tres ejemplares más a la RAF.

Es interesante observar el hecho de que, a pesar del equipo de radio relativamente sencillo existente por entonces, el sistema de control de vuelo automático del Queen Wasp era muy avanzado. No sólo disponía de mecanismos automáticos de corrección de vuelo, sino incluso de un mecanismo funcional de aterrizaje automático.

Especificaciones técnicas
Tipo: avión blanco sin piloto
Planta motriz: un motor radial Armstrong Siddeley Cheetah IX de 350 hp
Prestaciones: velocidad máxima (versión terrestre) 277 km/h, a 2 440 m; velocidad de crucero 243 km/h, a 3 050 m; techo de servicio 6 100 m
Pesos: máximo en despegue (versión terrestre) 1 588 kg (hidroavión) 1 724 kg
Dimensiones: envergadura 9,45 m; longitud (versión terrestre) 7,42 m (hidroavión) 8,86 m; altura (versión terrestre) 3,07 m; (hidroavión) 3,96 m



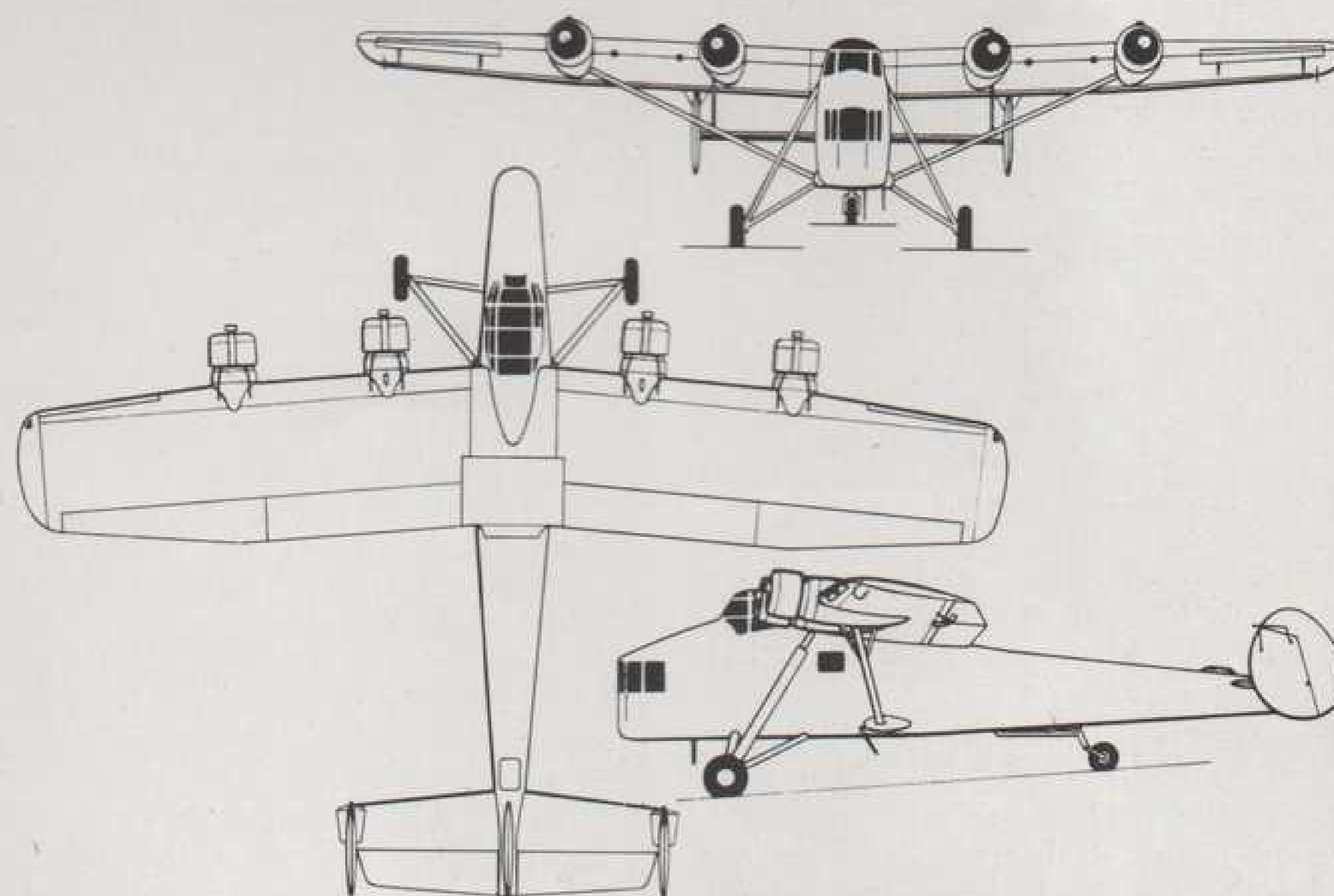
El K8888 fue el segundo prototipo Airspeed AS.30 Queen Wasp, equipado con tren de aterrizaje de flotadores. En la foto aparece con tripulación normal.

Airspeed AS.39 Fleet Shadower

Historia y notas
El nombre original de Night Shadower (Perseguidor Nocturno) para el **Airspeed AS.39** sugiere ya un empleo poco usual. La propuesta de Airspeed para satisfacer los requerimientos del Almirantazgo de un avión que hiciera precisamente lo que el nombre sugiere, fue probablemente un diseño único. La especificación S.23/37, que requería un avión embarcado capaz de localizar de noche una fuerza enemiga de superficie y mantener el contacto a baja velocidad durante un tiempo prolongado, planteaba algunos problemas difíciles de resolver.

El AS.39 tenía una configuración de monoplano de ala alta arriostrada de construcción compuesta: alas de madera con cubierta de madera terciada, fuselaje de estructura íntegramente de metal y cubierta reforzada, y unidad de cola de construcción similar a la de las alas, pero con cubierta de tela en las superficies de control. Para cumplir adecuadamente la función encomendada, las alas tenían rasgos inusuales y muy complejos, que posibilitaban un vuelo de crucero a baja velocidad durante varias horas. Cada ala montaba dos motores, lo que proporcionaba una ancha estela que actuaba sobre toda la envergadura de los flaps de doble sección en el borde de fuga; la sección externa del flap de cada ala se utilizaba, de forma diferencial respecto a la interna, como alerón. Además, las alas incorporaban ranuras automáticas de borde de fuga en toda la envergadura, construidas de modo que formaran compartimientos estancos de flotación en el caso de un amaraje forzoso; también eran plegables, para facilitar el transporte a bordo. El fuselaje daba acomodo a tres tripulantes: un observador en el morro acristalado, que proporcionaba una clara visión hacia abajo; el piloto en un compartimiento en la parte alta de fuselaje, delante del ala, y un radiooperador detrás del piloto. La posición elevada del piloto hacía aconsejable que los despegues y aterrizajes se efectuaran con el fuselaje casi paralelo al plano de las alas; de ahí derivó un extraño tren de aterrizaje fijo con rueda de cola, cuyo puntal se hallaba a mitad de camino entre el borde de fuga del ala y el borde de ataque del plano de cola.

El prototipo AS.39 Fleet Shadower voló por primera vez el 18 de octubre de 1940; las pruebas de vuelo resultaron decepcionantes, por lo que no se construyó ningún otro ejemplar.



Airspeed AS.39 Feet Shadower.

Especificaciones técnicas
Tipo: avión de reconocimiento naval nocturno
Planta motriz: cuatro motores radiales Pobjoy Niagara V, de 130 hp
Prestaciones: velocidad de crucero, a 1 525 m, 182 km/h; velocidad crítica al nivel del mar 53 km/h; techo de servicio 4 480 m; autonomía 6 horas aproximadamente
Pesos: vacío equipado 2 083 kg; máximo en despegue 3 164 kg
Dimensiones: envergadura 16,26 m; longitud 12,19 m; altura 3,20 m

Airspeed AS.45 Cambridge

Historia y notas
Diseñado para satisfacer las demandas de la especificación T.34/39 del Ministerio del Aire británico, para un avión de entrenamiento avanzado, el diseño del **Airspeed AS.45** era aparentemente convencional y seguía el módulo general del Miles Master, pues era un monoplano de ala baja, tenía tren de aterrizaje retráctil con rueda de cola, y estaba equipado con un motor radial refrigerado por aire. Tras la aprobación por el Ministerio del Aire del diseño, al que se dio el sobrenombre Cambridge, se encargaron dos prototipos, el primero de los cuales realizó su primer vuelo de forma satisfactoria el 19 de febrero de 1941.

La construcción era típica de la época, con alas y unidad de cola de madera con cubierta de terciado, salvo las unidades de control, que iban cubiertas de tela. La extensión del borde de fuga de cada ala se repartía entre el alerón y el flap del mismo tamaño. El fuselaje era integral, a fin de proporcionar cierta protección al instructor y al alumno en caso de accidente. Se preveían cuatro puertas, dos de cada lado, de manera que, en caso de emergencia, se podía salir por ambos lados. Las patas del tren de aterrizaje Dowty se plegaban hacia adentro, y las ruedas descansaban directamente en la superficie superior de la sección central del ala. El instructor y el alumno se sentaban en tándem, bajo una cubierta de la cabina ampliamente acristalada. La planta motriz consistía en un motor radial Bristol Mercury VIII de 730 hp, que impulsaba una hélice tripala de velocidad constante.

Las pruebas de vuelo de los dos prototipos mostraron que las características de vuelo a baja velocidad eran pobres, y que la velocidad máxima estaba por debajo de lo calculado. Ambos aviones se entregaron a la RAF en julio de 1942, después de la decisión de no proceder a su producción. Muy bien puede haberse debido esto a las prestaciones insatisfactorias del prototipo, pero la razón oficial que se dio entonces fue que el diseño del Cambridge se había anticipado a prevenir una escasez de aviones de entrenamiento avanzado que luego no se dio, debido a una adecuada provisión del Master y —vía Préstamo y Arriendo— del excelente avión norteamericano North American Harvard.



El Airspeed AS/45 Cambridge tenía varios defectos serios, y en 1942 fue cancelada su producción.

Especificaciones técnicas
Tipo: biplaza de entrenamiento avanzado
Planta motriz: un motor radial Bristol Mercury de 730 hp
Prestaciones: velocidad máxima 381 km/h, a 4 875 m; techo de servicio 7 560 m; autonomía 1 094 km
Pesos: no hay datos disponibles
Dimensiones: envergadura 12,80 m; longitud 11,00 m; altura 3,51 m; superficie alar 26,91 m^2
Armamento: no hay

Airspeed AS.51/AS.58 Horsa

Historia y notas

El rápido despliegue de tropas paracaidistas y de planeadores para el transporte de tropas y provisiones por parte de Alemania, mostró que se trataba de operaciones ventajosas desde el punto de vista táctico. En Gran Bretaña las autoridades militares pronto adquirieron la convicción de que era esencial contar con un equipo similar, y más tarde se llegó a la misma decisión también en EE UU.

En diciembre de 1940, Airspeed recibió la especificación X.26/50 del Ministerio del Aire británico, en la que se pedía un planeador para el transporte de tropas; la capacidad prevista duplicaba la del Waco CG-4A Hadrian, que se diseñaría y desarrollaría en EE UU para el Ejército de este país durante el año 1941. Tras la aceptación de la propuesta de Airspeed, el Ministerio del Aire encargó siete prototipos. Dos ejemplares, montados en los talleres Fairey, se destinaron a las pruebas de vuelo. Los otros cinco fueron montados en la fábrica Airspeed de Portsmouth y los utilizó el Ejército británico para someterlos a pruebas de transporte, carga y descarga del equipo típico que previsiblemente tendrían que transportar en el servicio operacional a que se les destinaba.

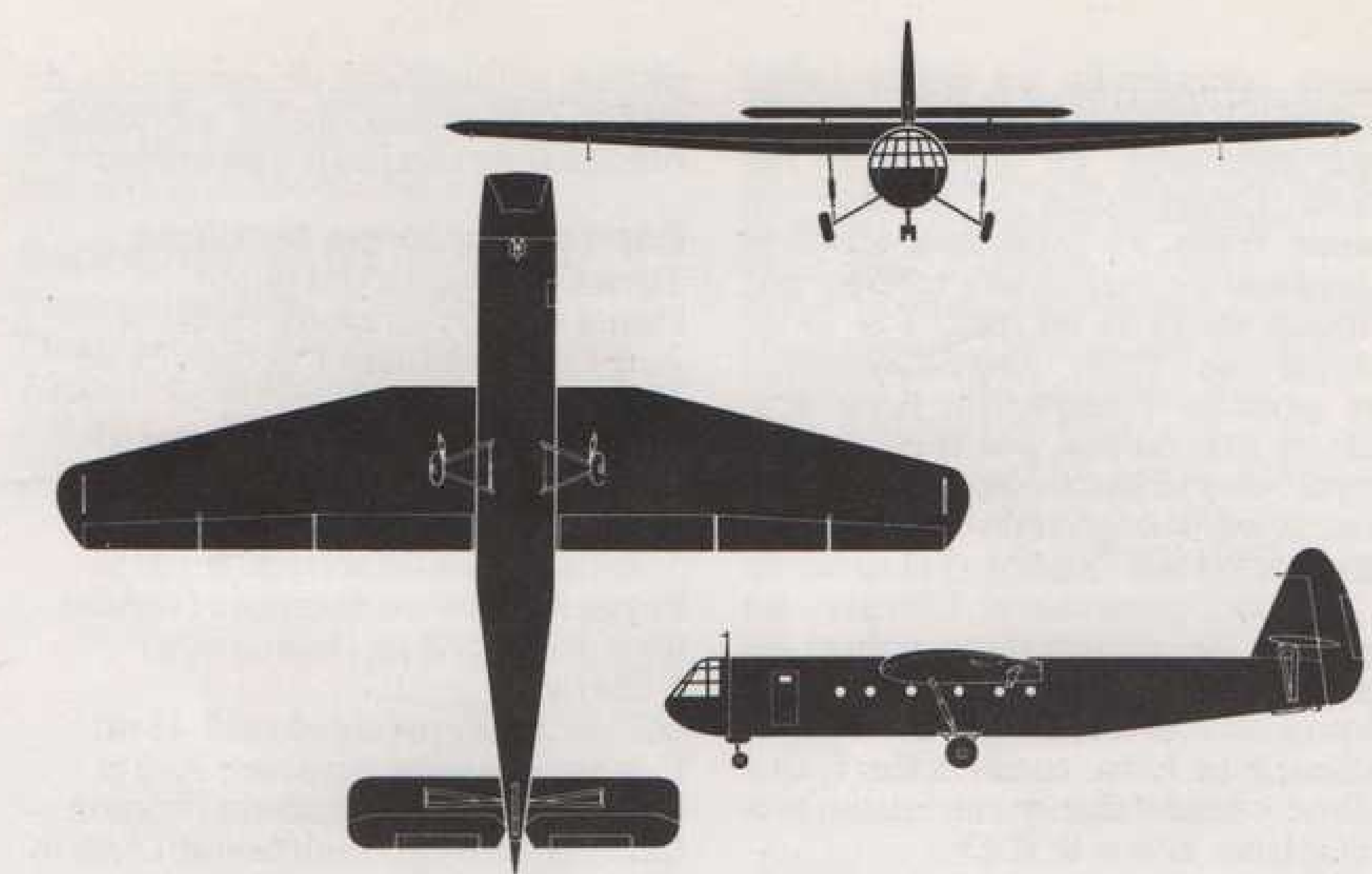
En comparación con el diseño de un caza o un bombardero contemporáneo, cabría esperar que el Airspeed **AS.51** fuera simple. Y así hubiera sido, de no ser por el requisito esencial de que el planeador estuviera compuesto por una cantidad de unidades fácilmente ensamblables, y por la imposibilidad de fabricarlo de manera convencional en una línea de producción. Así, el AS.51 constaba de 30 partes separadas que fueron realizadas fundamentalmente por subcontratistas del ramo de la madera, tales como fabricantes de muebles. Estas partes eran luego montadas y probadas en vuelo por las unidades de mantenimiento de la RAF; por este procedimiento se construyeron unos 3 000 planeadores; sólo unos 700 de ese total fueron fabricados, montados y probados en la fábrica que la Airspeed tenía en Christchurch, Hants. Al mismo tiempo que este modelo, que recibió la denominación de Horsa I, se producía también el **AS.58**, una variante que disponía de un morro articulado, preparado para la carga directa de vehículos y piezas de artillería ligera; el aparato recibió la denominación Horsa II.

La estructura del Horsa era casi íntegramente de madera; el ala alta cantilever estaba construida en tres secciones y tenía alerones, flaps de borde de fuga fraccionados y frenos de picado subalares. También el fuselaje constaba de tres secciones, y tenía capacidad para acomodar a dos pilotos y a un máximo de 25 hombres de tropa. El tren de aterrizaje era de tipo triciclo, y eventualmente podían desprenderse las unidades principales, para aterrizar en zonas muy ásperas utilizando solamente la rueda del morro y el patín de aterrizaje de resorte en la línea central del subfuselaje. El AS.58 tenía dos ruedas de morro.

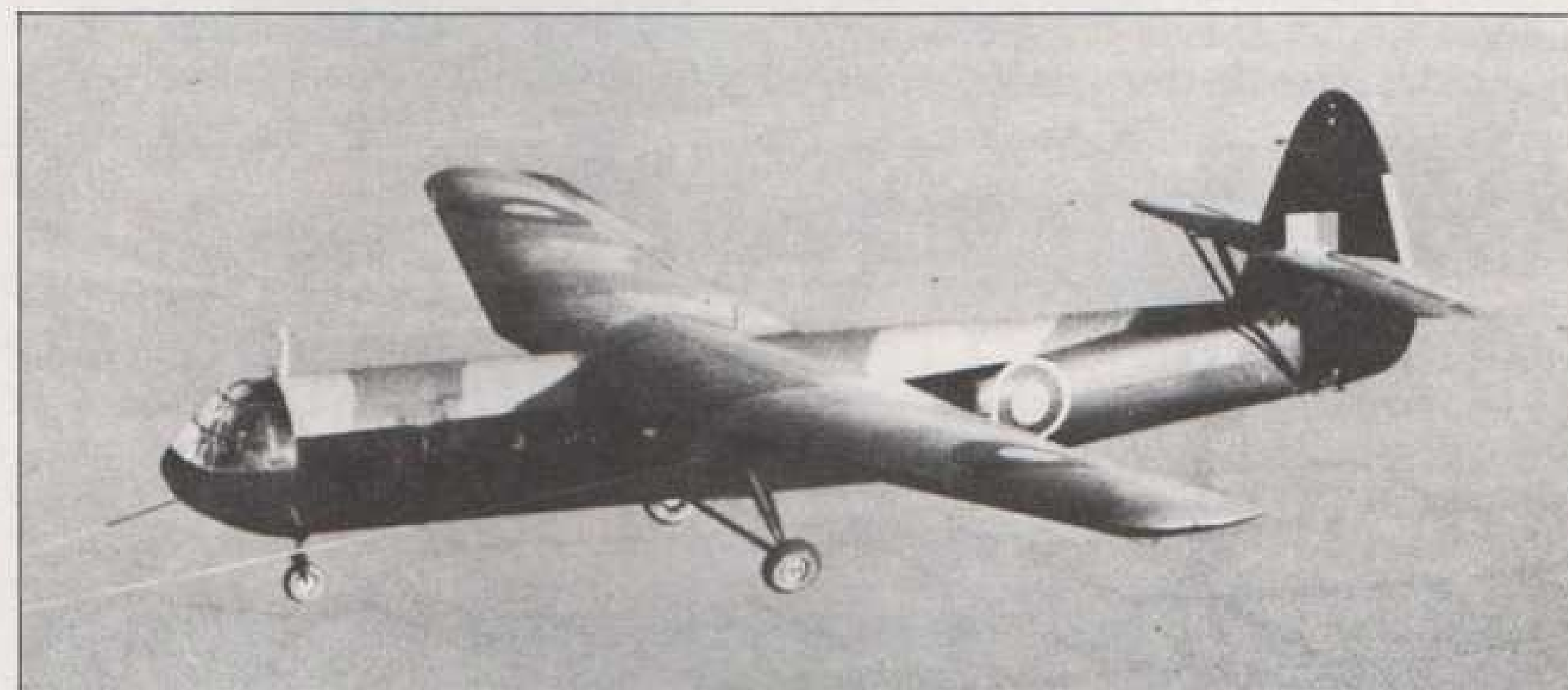
El primer prototipo, remolcado por un Armstrong Whitworth Whitley, voló desde el aeródromo Great West de Fairey el 12 de setiembre de 1941, y muy poco después de esa fecha el Horsa entró en servicio para la RAF, remolcado con fines operacionales por poderosos aviones del Mando de Transporte de la RAF.

El primer uso operativo importante del Horsa tuvo lugar el 10 de julio de 1943; con ocasión de la invasión a Sicilia, alcanzaron su objetivo 27 supervivientes de un total de 30 planeadores aerorremolcados desde Gran Bretaña hasta el Norte de África. En la continuación de la guerra, los Horsa desempeñaron un papel importante en la invasión de Normandía en junio de 1944, que llevaron a cabo la RAF y la USAAF; en la invasión del sur de Francia, en agosto de 1944; en Arnhem, en setiembre de 1944, y durante el paso del Rin en marzo de 1945.

Es imposible citar cifras de producción precisas del Horsa. Los totales en que concuerdan diversos investigadores, no obstante, se acercan mucho probablemente a la cifra verdadera. Son: 470 Mk I y 225 Mk II de Airspeed, más los siete prototipos originales; 300 Mk I y 65 Mk II de Austin Motor Company, y 1 461 Mk I y 1 271 Mk II de subcontratistas de la industria de la madera, la mayoría de ellos producidos por el fabricante de muebles Harris Lebus. Todo ello viene a suponer una cifra global de producción de 3 799 ejemplares.



Airspeed AS.58 Horsa Mk II



Proyectado como transporte de tropas, el planeador Airspeed AS.51 Horsa Mk I tenía una sola rueda de morro y puntos de fijación para el arrastre en la unión de las patas del tren de aterrizaje con las alas.

Especificaciones técnicas

Tipo: planeador de combate para tropa y carga
Planta motriz: no tiene
Prestaciones: velocidad máxima en remolque 161 km/h
Pesos: vacío 3 797 kg; máximo en despegue (Horsa I) 7 031 kg, (Horsa II) 7 144 kg
Dimensiones: envergadura 26,82 m; longitud (Horsa I) 20,42 m, (Horsa II) 20,70 m; altura (Horsa I) 5,94 m, (Horsa II) 6,20 m; superficie alar 102,56 m²
Armamento: no tiene

Airspeed AS.57 Ambassador

Historia y notas

El comité británico Brabazon estableció durante la guerra las líneas generales de orientación para el desarrollo de la aviación civil de posguerra, y en su informe de comienzos de 1943 incluía una recomendación para el diseño y construcción de un avión bimotor de alcance corto/medio, para el transporte de 30 pasajeros. Esta sugerencia fue, en última instancia, el origen del **Airspeed AS.57 Ambassador**, diseñado por un equipo encabezado por Arthur Hagg mientras Gran Bretaña todavía estaba en guerra.

El primer vuelo del prototipo Ambassador (G-AGUA) fue realizado el 10 de julio de 1947, poco más de un año después de recibir la primera —y única— orden de construcción de 20 aviones por parte de la British European Airways. El Ambassador era un avión muy atractivo con configuración de monoplano de alta ala en voladizo, totalmente construido en metal, con el fuselaje reforzado para presurización de la cabina. La peculiar unidad de cola con tres derivas estaba montada en un fuselaje de cola curvado hacia arriba, y el tren de aterrizaje triciclo retráctil incorporaba ruedas dobles en cada unidad. Se preveía acomodo para una tripulación de tres personas en la cabina de mando, con un máximo de 47 pasajeros en la cabina. La planta motriz instalada consistía en dos motores radiales Bristol Centaurus de válvulas revestidas, en doble hilera.

Como consecuencia de diversos retrasos en su desarrollo, hasta el 13 de marzo de 1952 no estuvo en condiciones la BEA de realizar su primer servicio programado con el AS.57. Tanto tiempo se había perdido, que el Ambassador había sido superado por aviones más avanzados, como el avión de línea a turbohélice Vickers Viscount, y no se produjeron nuevos pedidos. A pesar de ello, los AS.57 demostraron ser aviones intermedios eficaces y agradables durante sus seis años de servicio con la compañía británica BEA. Luego continuaron en servicio con usuarios tales como BKS, Butler Air Transport (Australia), Dan-Air, Globe Air y Overseas Aviation.

El segundo prototipo AS.57 (G-AKRD) fue utilizado más tarde para pruebas de desarrollo de los motores a turbohélice Bristol Proteus 705, Rolls-Royce Tyne y Rolls-Royce Dart, y en 1969, más de veinte años después de su vuelo inaugural, estaba aún en condiciones de volar. El tercer prototipo (G-ALFR) fue utilizado para probar la turbohélice Napier Eland, y más tarde se acondicionó como avión estándar de línea y entró en servicio con la compañía Dan-Air.



Bello y elegante, son dos calificativos que bien merece el Airspeed AS.57 Ambassador, un tipo de transporte de pasajeros que padeció retrasos en el desarrollo y fue superado por los modelos propulsados a turbohélice.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte bimotor de alcance corto/medio
Planta motriz: dos motores radiales Bristol Centaurus 661, con dos hileras de válvulas revestidas, de 2 600 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 438 km/h; velocidad económica de crucero 399 km/h; autonomía con carga útil máxima 1 159 km
Pesos: vacío equipado 16 230 kg; máximo en despegue 23 814 kg
Dimensiones: envergadura 35,05 m; longitud 24,69 m; altura 5,59 m; superficie alar 111,48 m²

Blitzkrieg en Europa: capítulo 3.°

Aventura en el Norte

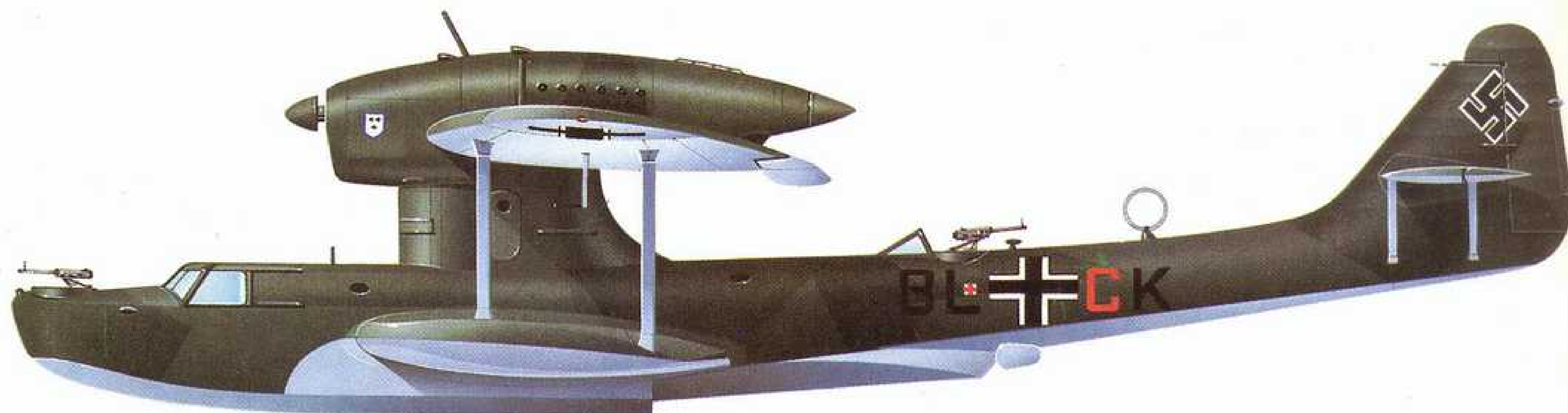
Las ambiciones británicas y alemanas arrastraron a la vorágine bélica a Noruega y Dinamarca, dos naciones políticamente neutrales, importantes desde el punto de vista estratégico y militarmente débiles, contra las que Hitler desencadenó una triple «campaña relámpago» por tierra, mar y aire.

A comienzos de la primavera de 1940, dos factores llevaron a los países escandinavos la devastación de la guerra y de la temible blitzkrieg aérea; el primero era la importante posición estratégica de Noruega a los ojos de los especialistas de la Kriegsmarine alemana; y el segundo, de no menor importancia, era el mantenimiento de suministro de hierro sueco, vital para abastecer los altos hornos de la zona del Ruhr.

La experiencia vivida por Alemania durante la I Guerra Mundial, como consecuencia del bloqueo naval británico, fue realmente amarga: la Royal Navy no tenía dificultad para cerrar el paso al Mar del Norte a los principales buques de la Armada Imperial alemana. El paso de los estrechos de Dover estaba lleno de peligros, pero si se dirigían hacia el Atlántico Norte, encontraban la oposición de los buques británicos con base en el Firth of Forth y en Scapa Flow. Únicamente los submarinos disfrutaban de una relativa inmunidad. Ya en 1929, el vicealmirante Wegener estableció en su estudio *Die See Strategie des Weltkrieges* (Estrategia marítima en la Guerra Mundial) que el bloqueo británico de los

Foto tomada a través del acristalamiento de proa de un Heinkel He 111, sobre un pequeño puerto noruego. Ante la mínima oposición de los cazas noruegos, los Kampfsgruppen alemanes se hallaban en condiciones óptimas para prestar apoyo táctico a las fuerzas de tierra que operaban en Noruega (foto MARS).





Hidrocanoa de reconocimiento costero Dornier Do 18D del 2./Küstenfliegergruppe 906. Estos aparatos se utilizaban para el rápido transporte de pequeñas unidades de infantería de una a otra localidad costera, evitando las congestiones en las carreteras, o para facilitar su traslado a zonas donde no existía otro medio de comunicación.

puertos alemanes podía evitarse, utilizando los profundos puertos y fondeaderos existentes en los 1 930 km de la rocosa costa occidental de Noruega. Desde allí se abren accesos al Atlántico Norte, vía las Feroe y el llamado estrecho de Dinamarca, al noroeste de Islandia. En opinión de Wegener, en una guerra naval sería fundamental para Alemania el empleo de bases noruegas. En 1939, el almirante Erich Raeder, comandante en jefe de la Kriegsmarine, era un resuelto partidario de esta misma tesis.

Durante 1939, Suecia exportó a Alemania 10 millones de tm de mineral de hierro; de esta cantidad, un millón de tm procedían de la zona central de Suecia y el resto venía de Gällivare, en el norte del país. Desde Gällivare el mineral era transportado por ferrocarril hasta Luleå, en la costa del Báltico, o Narvik, en la costa occidental noruega; este último era el mejor puerto, pues estaba libre de hielos incluso durante los meses de enero a abril. Mientras Noruega mantuviera la neutralidad, las unidades de la Kriegsmarine podrían navegar sin grandes riesgos hacia el Atlántico, a través de los pasos interiores de la costa noruega; siguiendo la misma ruta en dirección inversa, los barcos que transportaban mineral podrían hacer una cómoda travesía entre Narvik y los puertos alemanes.

Pese a la importancia de las bases noruegas para la Armada alemana, Raeder sostenía que era más importante mantener la neutralidad de Noruega. Pero en Gran Bretaña, Winston Churchill, entonces Primer Lord del Almirantazgo, pedía una acción ofensiva de la Royal Navy en la zona noruega, con el objetivo de impedir la carga del mineral y minar los fiordos contiguos al puerto de Narvik. Su petición fue rechazada por el Gabinete británico, pero llegó al conocimiento de Raeder y del propio Hitler, gracias a las informaciones de la Abwehr (espionaje militar) del almirante Wilhelm Canaris. La situación se complicó por la invasión soviética de Finlandia el 30 de noviembre de 1939; según Raeder, este hecho podía motivar una intervención anglofrancesa en Suecia y Noruega, que amenazase el suministro de mineral de hierro a Alemania. La preocupación alemana por Noruega se acentuó todavía más tras la entrevista de Hitler con el mayor Vidkun Quisling, ex ministro de Defensa noruego, quien aseguró que, con el apoyo alemán, formaría un gobierno nacionalsocialista en Noruega. Es dudoso que Hitler quedase enteramente convencido por sus explicaciones, pero el hecho es que el 14 de diciembre de 1939 ordenó al Oberkommando der Wehrmacht que preparara un estudio preliminar para la invasión de Noruega.

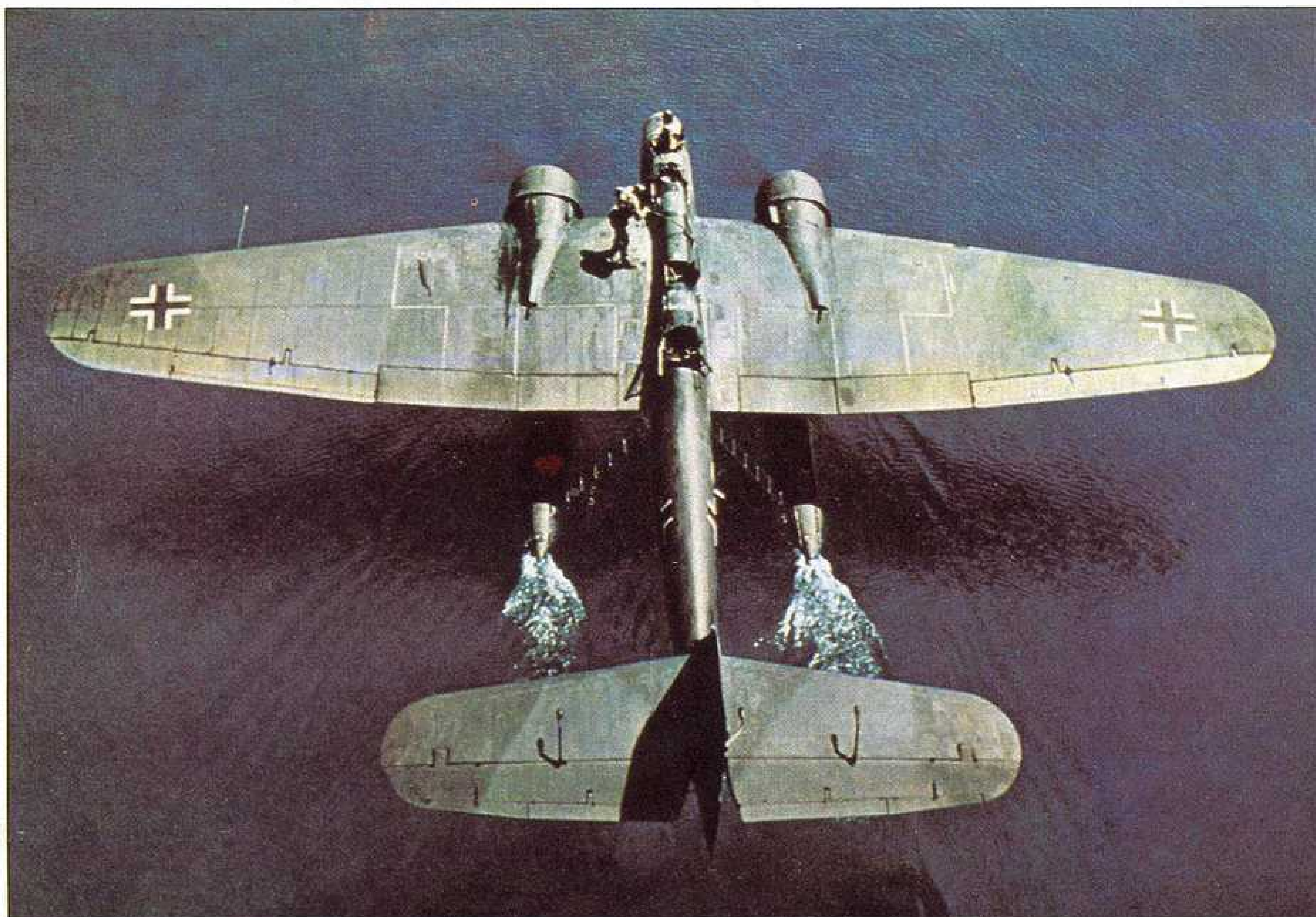
Altmark: el detonador

El 16 de febrero de 1940 el *Altmark*, un buque auxiliar alemán que transportaba prisioneros de guerra británicos, fue abordado, pese a haberse refugiado en las aguas neutrales noruegas de Jösenfjord, por la tripulación del navío británico HMS *Cossack*. Para Hitler, se trataba de un claro acto de piratería británico, llevado a cabo con el consentimiento de Noruega; para él ya no había duda sobre la conveniencia de la invasión. El 19 de febrero ordenó la urgente puesta a punto del plan de invasión *Weserübung* (Ejercicio Weser), y dos días más tarde el general Nikolaus von Falkenhorst y su estado mayor se hicieron cargo del mando de la operación, que implicó también a la neutral Dinamarca porque la base aérea de Aalborg, en el norte de Jutlandia, se consideró esencial para que la Luftwaffe pudiera llevar a término la misión. El plan de ataque *Weserübung* para la invasión de Noruega y Dinamarca se puso definitivamente en marcha el 1.° de marzo de 1940.

El plan contra Noruega

El ataque a Noruega se realizó de acuerdo con el *Weserübung Nord*: la capital, Oslo, y las bases costeras de Kristiansand, Bergen, Trondheim y Narvik, debían tomarse mediante golpes sorpresa. El objetivo inicial del ejército de tierra consistía en avanzar hacia el norte desde Oslo, para tomar contacto con las demás fuerzas invasoras, y en último término para lograr el establecimiento de comunicaciones terrestres y aéreas con el puerto de Narvik, en el extremo norte del país. En conjunto, se encomendó el ataque a seis divisiones. Se sincronizó el desembarco de las tropas transportadas por mar con el de las tropas aerotransportadas y los paracaidistas de la 7.ª Fliegerdivision, que debían ocupar los vitales aeropuertos de Stavanger-Sola y Oslo-Fornebu. Virtualmente, todos los buques auxiliares de la Kriegsmarine tomaron parte en la operación, organizándose grupos de asalto para cada objetivo. El ataque a Narvik fue encomendado al Gruppe 1, formado por los cruceros *Scharnhorst* y *Gneisenau* y varios destructores; las tropas de asalto formaban parte de la 3.ª División de Montaña, bajo el mando del teniente general Eduard Dietl. La ciudad de Trondheim era el objetivo del crucero pesado *Admiral Hipper* y cuatro destructores del Gruppe 2; los cruceros ligeros *Köln* y *Königsberg*, pertenecientes al Gruppe 3, estaban encargados del ataque a Bergen; el Gruppe 4, formado por el crucero ligero *Karlsruhe* y varias embarcaciones menores se situó ante Kristiansand; mientras el Gruppe 5, constituido por el acorazado de bolsillo *Lützow*, el crucero pesado *Blücher* y el crucero ligero *Emden*, ponía rumbo al fiordo de Oslo. Siguiendo el plan *Weserübung Süd*, dos divisiones de infantería y una brigada autónoma se encargaron, simultáneamente, de la ocupación de Dinamarca. El 2 de abril se dio orden a la Wehrmacht para la puesta en marcha del plan *Weserübung*, fijándose la fecha del 9 de abril de 1940 para que las distintas fuerzas procedieran a una invasión sincronizada por mar y aire. Por su naturaleza, la invasión exigía una total coordinación entre las tres armas de la Wehrmacht.

La operación aérea estaba al mando del teniente general Hans Geisler, al frente del X Fliegerkorps (10.° Cuerpo Aéreo). El mayor peligro de toda la operación residía en la Royal Navy, y no en las débiles fuerzas noruegas; precisamente por ello, la principal fuerza de ataque del X Fliegerkorps estaba compuesta por bombarderos antibuque, y las fuerzas de apoyo a tierra desempeñaban un papel muy secundario. Por tanto, las operaciones de la Luftwaffe en Escandinavia eran muy distintas de las realizadas, recientemente, en Polonia, y de las que, en breve, iban a desarrollarse en el frente occidental. No obstante, había



Hidroavión Heinkel He 115 del servicio costero, posado en aguas noruegas. Este modelo fue muy utilizado durante la campaña para el desembarco de comandos de asalto, así como en misiones de patrulla y minado del litoral. Un dato curioso: los noruegos también disponían de este mismo tipo de hidroavión (foto John McClancy).

Entre los aviones noruegos más modernos se contaba un lote de bimotores Caproni Ca 310 Libeccio para bombardeo o reconocimiento. Este Ca 310 del Haerens Flyvevaben, con base en Stavanger-Sola en abril de 1940, casi con seguridad fue destruido durante los ataques de la Luftwaffe, sin haber conseguido despegar.





La aviación de combate noruega era tristemente deficitaria en aviones modernos cuando se produjo el ataque alemán. Este Gloster Gladiator Mk II, del Haerens Flyvevaben, tenía su base en Oslo-Förnebu en abril de 1940; para poder operar durante el crudo invierno noruego, iba provisto de esquíes en el tren de aterrizaje.

un factor común a todas ellas: la persecución de un total y rapidísimo dominio del aire.

Fuerzas dispares

Las fuerzas de Geisler consistían en unos 1 000 aviones, divididos a partes iguales entre transportes (Junkers Ju 52/3m) del Transportchef Land y aviones de combate. El arma básica de las Fuerzas Aéreas no eran ni los Stuka ni los Zerstörer, sino los bombarderos medios de largo alcance: unos 290 Ju 88A-1 y Heinkel He 111H-1 (de la KG 4, KG 26, KG 30 y KGr 100), cuya misión consistía en servir de apoyo lejano en Oslo, Bergen e incluso en zonas tan remotas como Narvik y Trondheim; y eventualmente atacar a la Flota británica en el Mar del Norte. También participó una pequeña fuerza de 40 bombarderos en picado Ju 87R-1 del I/StG 1: este avión tenía una gran autonomía gracias a la adopción de dos depósitos lanzables NKF de 300 l, además de su carga normal de bombas. La cobertura de cazas monomotores consistía en 30 Messerschmitt Bf 109E-1 del II/JG 77; y unos 70 cazas pesados Bf 110C-1 Zerstörer, procedentes del I/ZG 1 y I/ZG 66. El reconocimiento aéreo era vital para el éxito de la operación, y se destinaron a esta función 70 aviones de los Aufklärungsgruppen 22, 120 y 121; el reconocimiento costero se encomendó a 30 hidroaviones He 115A-1 del I/KüFlGr 506, apoyados por el 1./KüFlGr 106. En la mayor operación aerotransportada planeada hasta la fecha, intervinieron unos 500 aviones Ju 52/3m procedentes de los cuatro Gruppen del KGrzbV 101, 102, 103, 104, 105, 106 y 107, apoyados por tres Gruppen del KGzbV (See) 108. Pasados los diez primeros días de la operación, todas las unidades de transporte, con excepción de los KGrzbV 107 y KGrzbV 108, fueron requeridas para su inmediato regreso, puesto que se necesitaban para las misiones de apoyo en la inminente campaña que se preparaba en el frente occidental.

Ante este potencial aéreo, poca oposición podían presentar las Fuerzas Aéreas Noruegas, formadas por nueve Gloster Gladiator Mk II (en Oslo-Förnebu), nueve bombarderos ligeros Caproni en Sola, y diversos aviones de reconocimiento diseminados por las zonas de Narvik-Elvenes y Trondheim-Vaernes. Los cazas de la RAF británica Blenheim Mk I (F) sólo podían prestar un apoyo muy limitado por la distancia, si en realidad llegaban a intervenir.

Al amanecer del 8 de abril de 1940, los buques de guerra alemanes, cargados de tropas y equipo, se hicieron a la mar. La invasión constituyó una «sorpresa total», tanto para los británicos como para los noruegos, pese a los indicios filtrados a través de los canales diplomáticos y los servicios secretos. Al alba del mismo día, seis Blenheim del 110º Squadron de la RAF que patrullaban en el Skagerrak no advirtieron nada porque había nubes bajas y la visibilidad no alcanzaba más allá de los 500 m. Más al norte, un Short Sunderland del 204º Squadron avistó «un crucero de combate, dos navíos de guerra del tipo Leipzig y dos destructores» que, a las 14.00 h, se encontraban a 64º00'N/06º25'E (frente a Trondheim), y pasó el correspondiente aviso al Almirantazgo. A las 15.00 h, se localizó una fuerza parecida en las proximidades de la isla Anholt en el Kattegat, y a las 18.15 h, «un navío de la clase Blücher y otros dos cruceros» situados al nordeste de Skagerrak. Mientras las unidades navales británicas ponían rumbo a los puntos indicados, los aviones He 111 del KG 26 (con base en Lübeck) actuaban en el Mar del Norte. El Servicio de Radioescucha británico detectó a algunos Ju 88 del KG 30 cuando se encontraban en la zona de las islas Frisias. A las 20.00 h fue atacada la base de Scapa Flow por tres aviones Ju 88 y, por último, a las 23.15 h fueron vistos siete buques de guerra alemanes en la punta sur de Noruega. Se observó claramente la maniobra de las unidades de la Kriegsmarine, pero al no existir evidencia de invasión, los transportes de tropas británicos se mantuvieron en sus puertos, y los alemanes ganaron la carrera hacia Noruega.

Próximo capítulo:

La invasión de Noruega



Un avión de la Luftwaffe observa a distancia un combate naval en la costa noruega. Mientras las unidades de servicio costero de la Luftwaffe solían efectuar reconocimientos locales, los hidroaviones de largo alcance tenían la misión de vigilar los movimientos de las fuerzas navales aliadas (foto John McClancy).

MiG-21: el As soviético

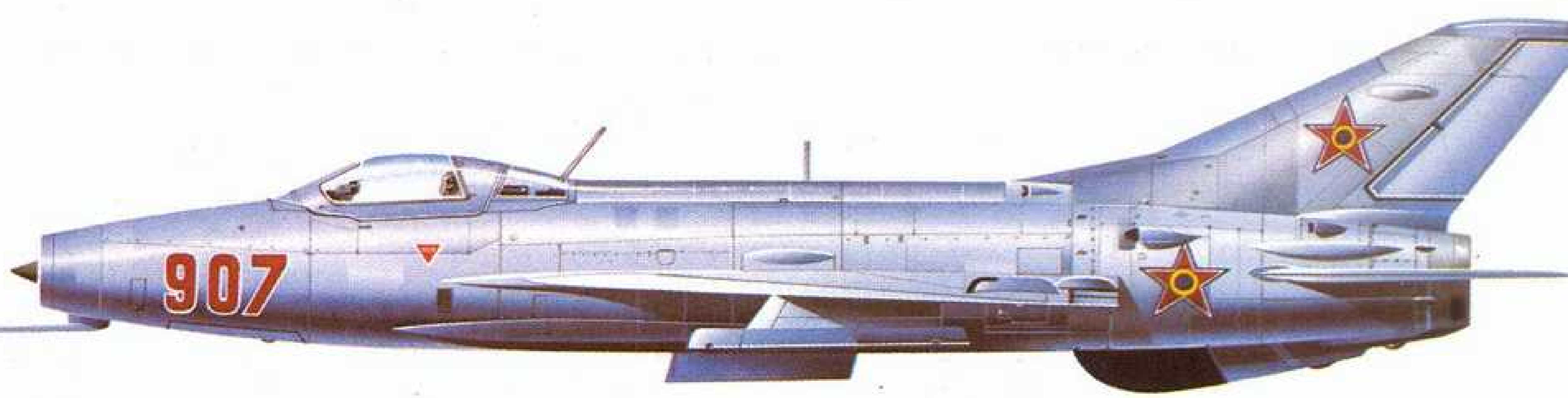
La fama del MiG-21 no se ha fundamentado en su calidad, sino en su presencia masiva en numerosos frentes bélicos, desde finales de los años cincuenta. Pero recientes perfeccionamientos en potencia y electrónica sitúan al veterano caza soviético a la altura de los mejores aviones de combate occidentales.

A pesar de sus deficiencias en capacidad de combustible, sensores e incluso armamento, el MiG-21 «Fishbed» ha sido fabricado en mayor número y más variantes que ningún otro avión militar de la era poscoreana y es, en términos cuantitativos, el primero de los aviones de combate actuales. Sus orígenes se remontan a una especificación de la VVS (Voenno-Vozdushnie Sili, Fuerzas Aéreas soviéticas) emitida en marzo o abril de 1954 para un nuevo caza que incorporara todas las experiencias de la recién concluida guerra de Corea. La necesidad primaria era el combate aéreo diurno, y en consecuencia se dedicó especial atención a las prestaciones de vuelo. Los equipos de diseño de MiG y del Instituto Central de Aerohidrodinámica concentraron sus esfuerzos en dos modelos: la flecha aguda entre 57° y 60°, y la delta entre 50° y 55°, ambas combinaciones con empenajes convencionales en flecha. Las dos configuraciones fueron intensamente estudiadas por los OKB (Osobykh Konstruktsi Byuró-Buró especial de diseño) de Mikoyan-Gurevich y de su rival Sukhoi.

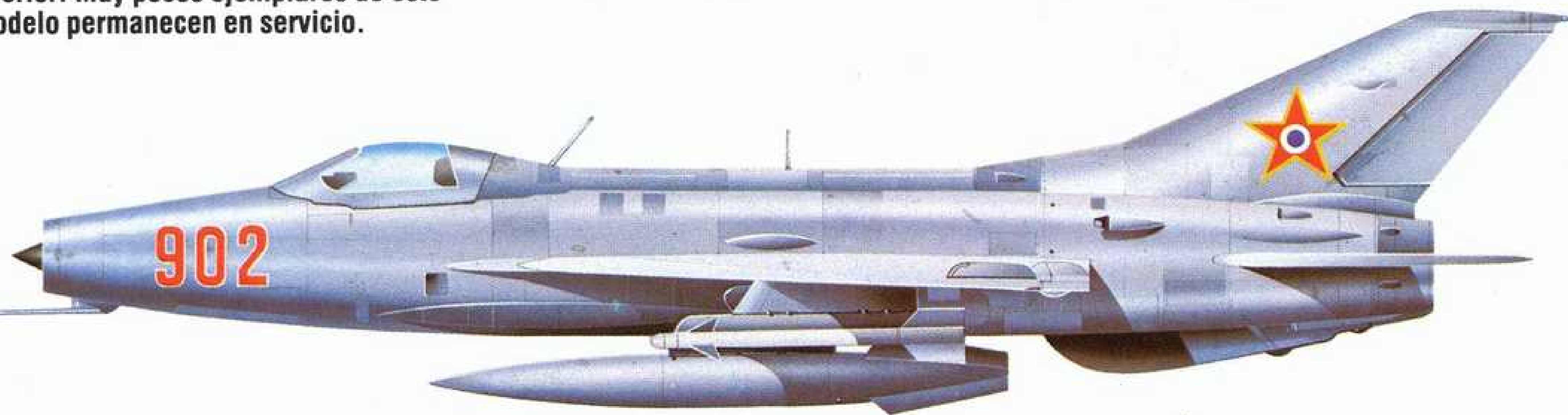
Continuamos sin conocer detalles de los numerosos prototipos experimentales construidos por ambos OKB durante los años cincuenta, pero al menos existieron una docena de cada oficina. Muchos de los prototipos MiG eran grandes máquinas de tamaño

El MiG-21MF (apodado «Fishbed-J» por la OTAN), fue la primera versión producida en serie con el motor Tumansky R-13, más potente y compacto. Este ejemplar formaba parte de la IA-PVO (Istrebitelnia Aviatsiia Protivo Vozdushnoi Oboroni, Fuerzas de Cazas de Interceptación) de la VVS soviética (foto Klaus Niska).

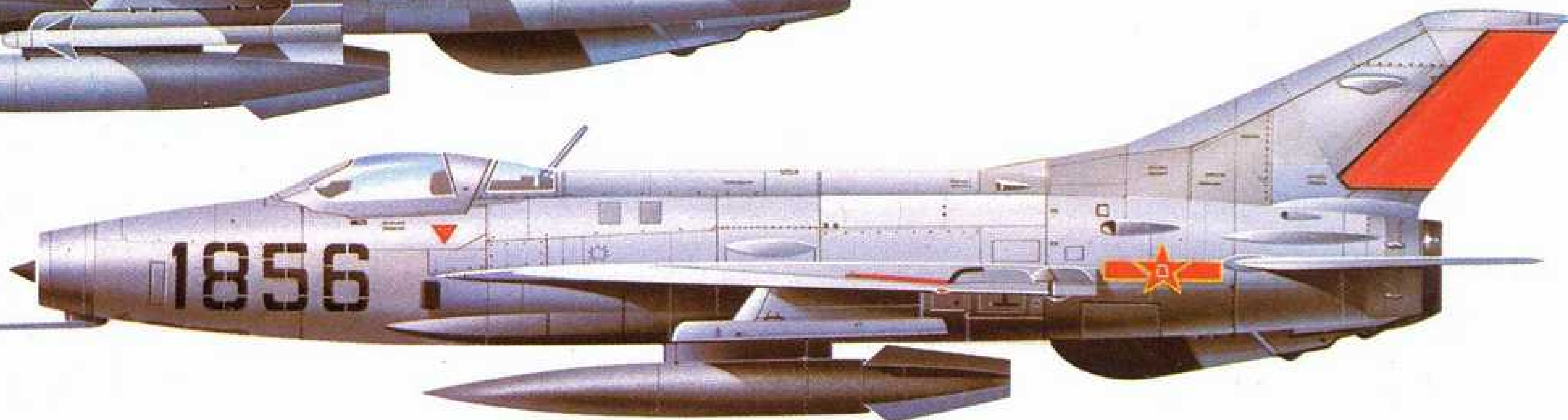




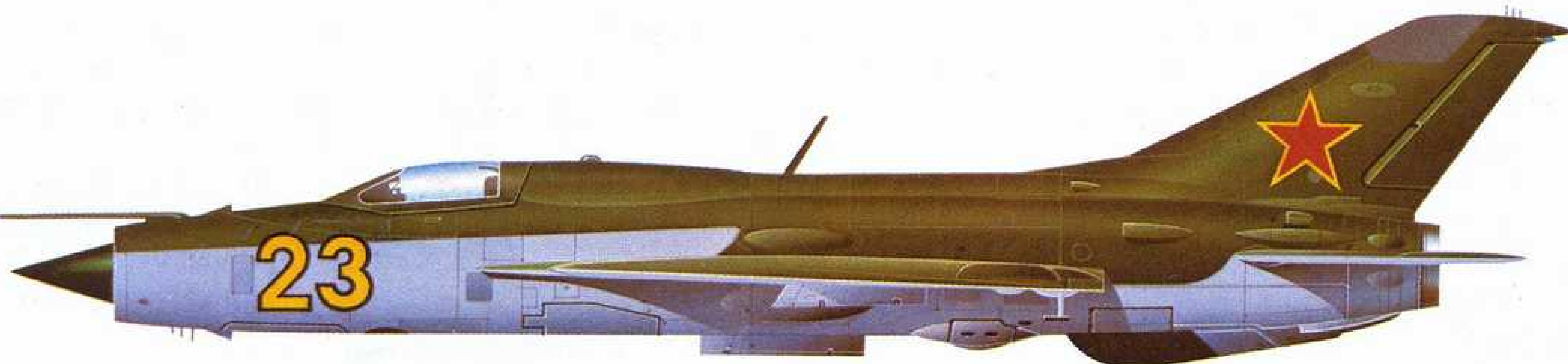
MiG-21F de las Fuerzas Aéreas Húngaras (las menores del Pacto de Varsovia), representativo de los modelos iniciales del MiG-21. Su rasgo más característico es la proa ahusada, con la sonda de instrumentos en la parte inferior. Muy pocos ejemplares de este modelo permanecen en servicio.



Otro MiG-21F, con las insignias de las Fuerzas Aéreas de Rumania. Dos regimientos (unos 80 aviones) se equipan todavía con el MiG-21PF y sus subvariantes; el MiG-21F ya ha sido dado de baja.



F-7 fabricado en la República Popular de China, que constituye la contrapartida del MiG-21F. Los F-7 han sido construidos en un número considerable por los chinos, sin asesoramiento soviético ni planos, y con el añadido de algunas mejoras de detalle.

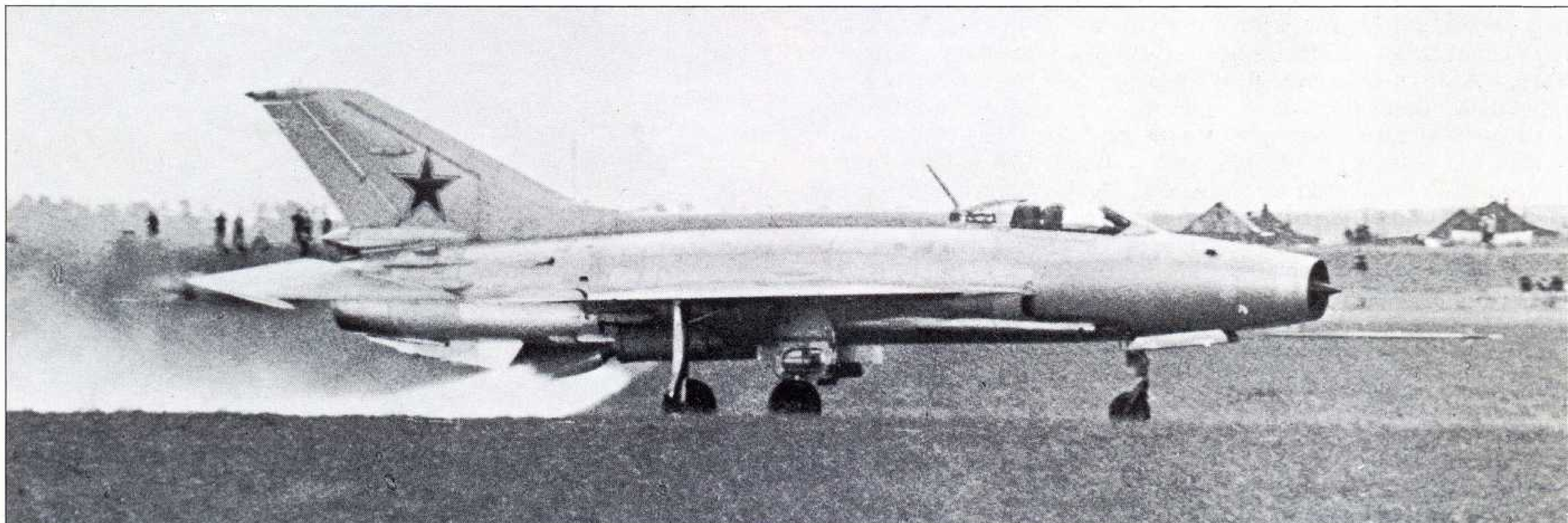


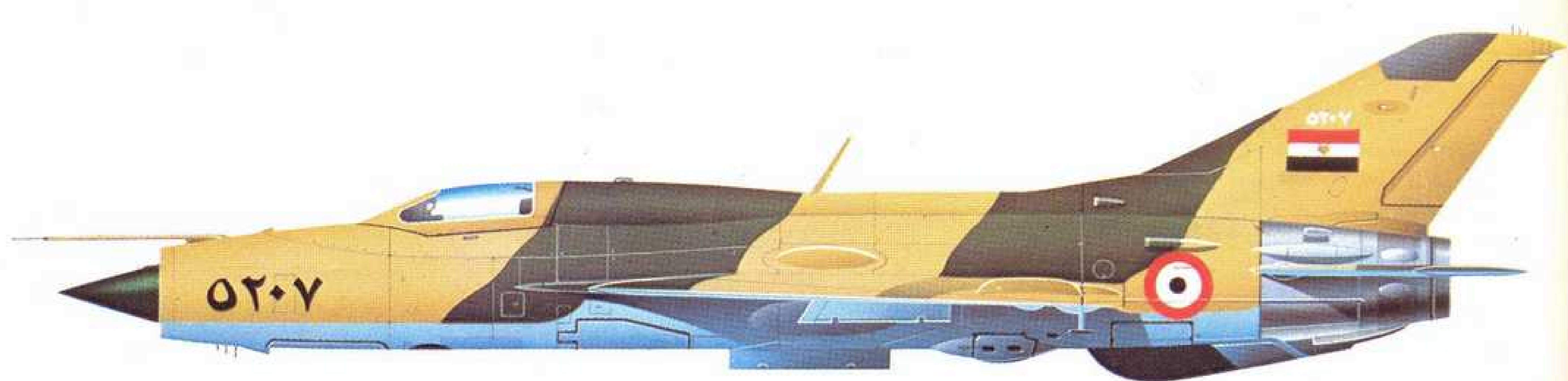
El MiG-21PF y sus subtipos se construyeron en series muy amplias a lo largo de los años sesenta. Fue el primero en utilizar el radar R1L, que se alojó en un cuerpo central más amplio, lo que obligó a agrandar la toma de aire y remodelar la proa.

similar a los Sukhoi, con motores de 10 000 kg de empuje. Los más, sin embargo, eran menos potentes y en algunos aspectos, como la envergadura, incluso más pequeños que el MiG-15 o el 17. Casi todos los MiG pequeños eran monomotores, aunque algunos ejemplares con alas y cola en flecha tenían células parecidas al bimotor MiG-19. De hecho, el primero de la nueva familia, el E-50 de 1955, tenía incluso el mismo motor del MiG 19, en una versión sobrealimentada (aunque, eso sí, uno solo), así como un cohete con el que el piloto de pruebas V. P. Vasin alcanzó una velocidad de 2 460 km/h, muy superior a la de cualquier caza de 1955. Poco después volaron dos prototipos que se ajustaban a los diseños inicialmente concebidos para cumplir las especificaciones de 1954. El E-2A tenía alas en flecha constante de 55° (medidas al 25 % de la cuerda alar), mientras que el E-5 tenía una amplia ala en delta (la primera producida por el OKB de MiG) con un ángulo de 57° en el borde de ataque. Ambos tenían tomas de aire simples con conos centrales (demasiado pequeños para alojar radares de exploración, lo que, de cualquier manera, no había sido solicitado), amplias aletas caudales inclinadas a cada lado del fuselaje y fences prominentes sobre las alas, dos a cada lado en el ala en flecha, y tres en la delta. Ambos tomaron parte en la exhibición aérea de Tushino, Moscú, el Día de la Aviación de 1956; la OTAN, desconocedora de sus características, los apodó «Faceplate» y «Fishbed».

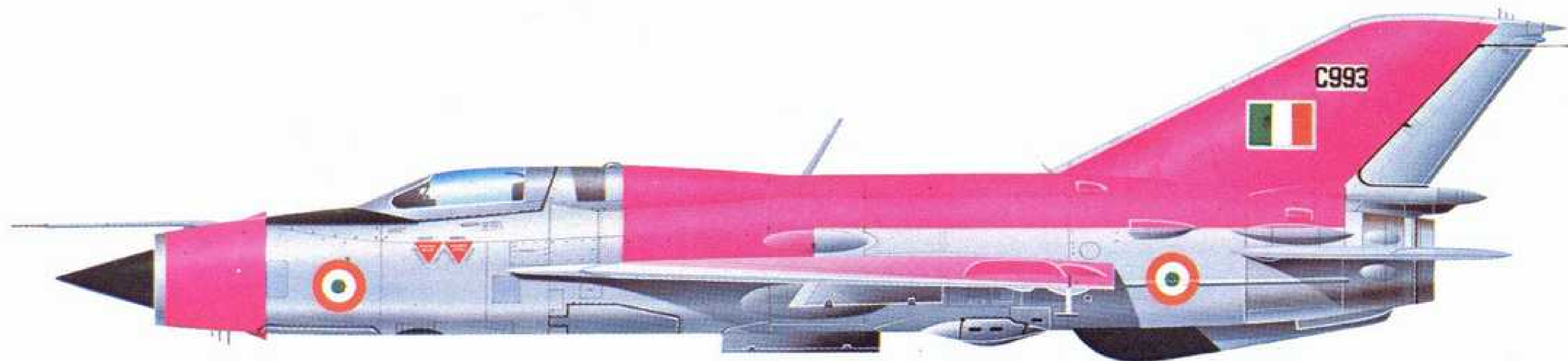
Durante tres años no se supo en occidente cuál de los dos había sido elegido para su fabricación; la creencia oficial de la OTAN era que «Faceplate» de alas en flecha había entrado en servicio, y «Fishbed» había sido rechazado. De hecho, lo ocurrido era precisamente lo contrario: la línea E-2A había cesado y el E-5 fue perfeccionado como modelo E-6, con un espléndido motor de doble rodete del equipo Tumansky e importantes refinamientos aerodiná-

Mediados los años sesenta, numerosos MiG-21 fueron entregados con cohetes ATO (despegue asistido) suspendidos a cada lado del fuselaje, detrás de los compartimientos de las ruedas, para operaciones desde aeródromos cortos. Este MiG-21F fue uno de los prototipos de desarrollo, y probablemente está fotografiado a finales de los años cincuenta.

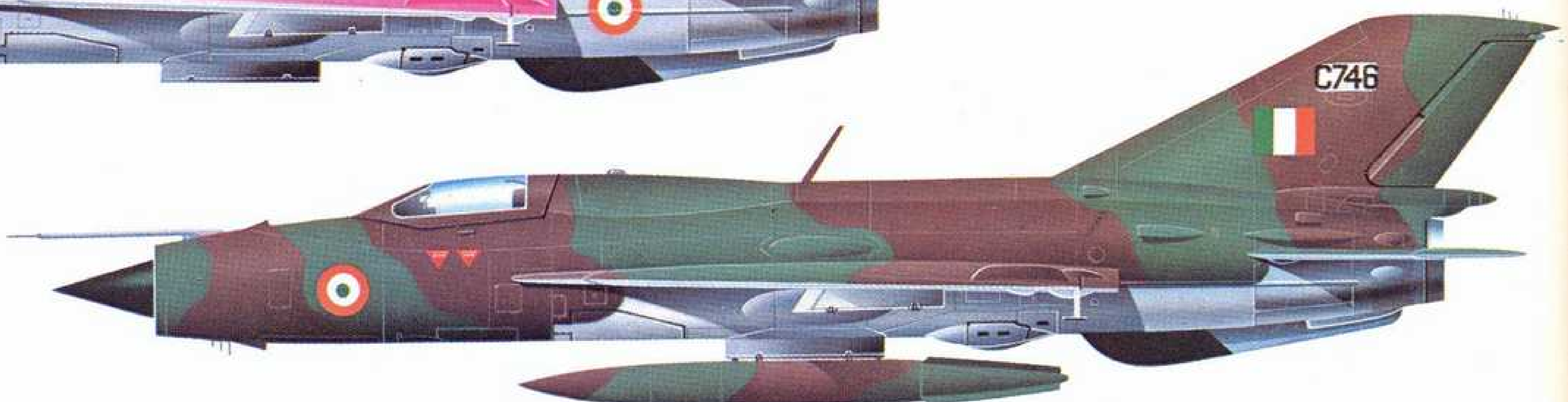




MiG-21PF «Fishbed-D» con las insignias y camuflaje de las Fuerzas Aéreas de la República Árabe Egipcia. Estas versiones iniciales han sido sustituidas por variantes posteriores.



Uno de los MiG-21 más vistosos, este Tipo 77 construido en la India (MiG-21FL), volaba en los años setenta con el equipo acrobático de la IAF, los Arqueros Rojos. Los dos triángulos invertidos rojos en el fuselaje señalan las cargas explosivas para el lanzamiento de la cubierta y el asiento.



El MiG-21 ha protagonizado el programa asiático de producción más amplio desde la II Guerra Mundial. Al menos siete versiones han sido fabricadas bajo licencia por la Hindustan Aerospace, con designaciones indias. Este ejemplar camuflado es básicamente un FL, conocido en la India como MiG Tipo 77.

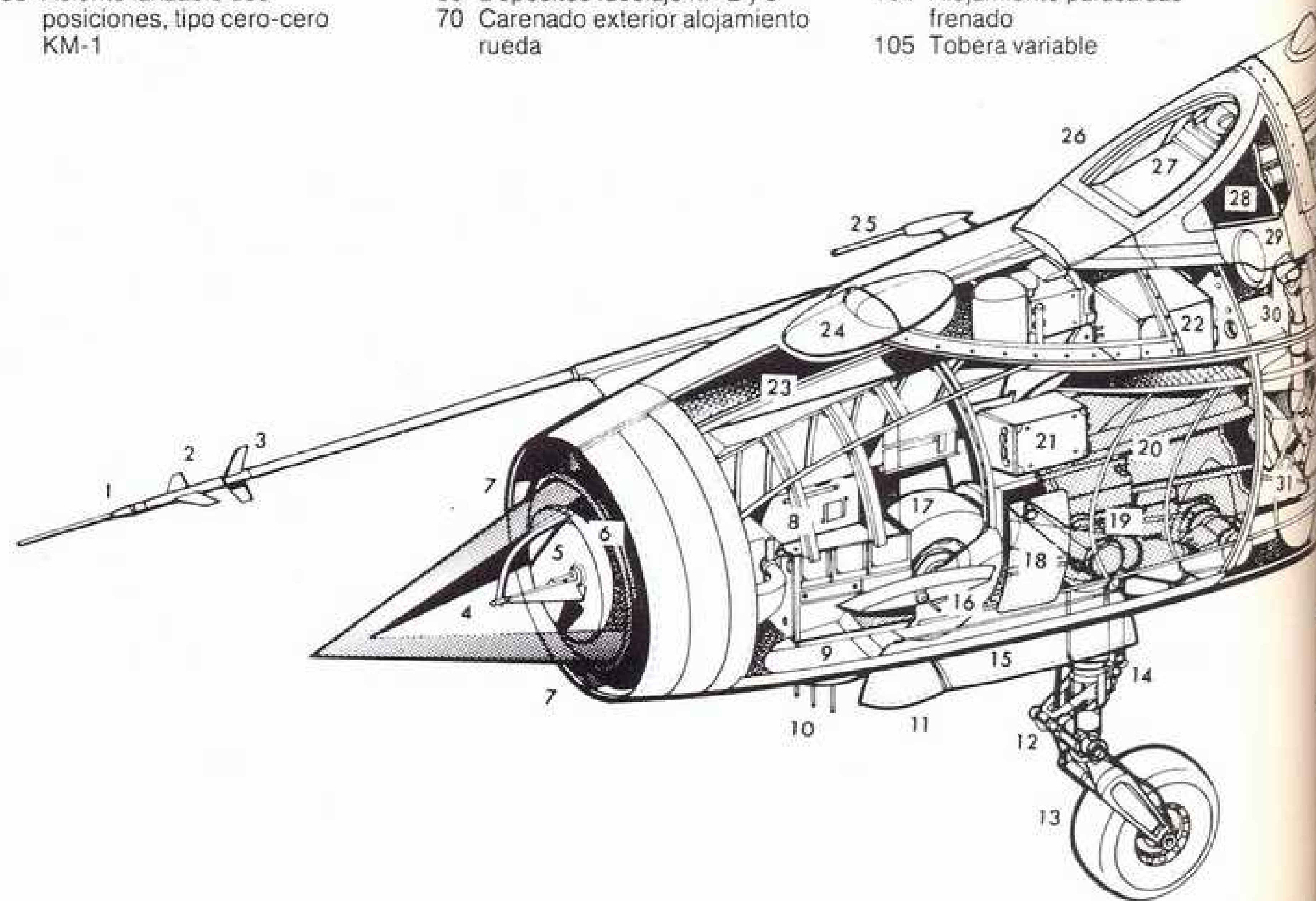
micos, que incluían la casi eliminación de los fences de las aletas ventrales. De aquí surgiría la serie E-66 de aviones experimentales, como el E-66 en el que Konstantin Kokkinaki voló a 2 149 km/h el 16 de setiembre de 1970; el E-66A, asistido por cohete, pilotado por Georgi Mossolov a una altura de 34 714 m el 28 de abril de 1961, y el E-166, semejante a un tonel, con el que Alexander Fedotov alcanzó la velocidad de 2 401 km/h sobre un circuito de 100 km; en 1962, este récord fue superado por Mossolov, a 2 681 km/h, mientras que Piotr Ostapenko alcanzó una altura de 22 670 m en vuelo sostenido (la altura del E-66A fue alcanzada en «zoom», es decir, trayectoria balística hasta la pérdida de control y sustentación). Aún más importante fue el hecho de que el E-6 entró en producción con la designación militar de MiG-21.

Los MiG-21 de preproducción que comenzaron a llegar a las unidades de la VVS en el invierno de 1957 a 1958 eran aviones muy simples, con motor R-11, 2 340 l de combustible y dos cañones de 30 mm. Muy poco después se le acoplaron dos misiles K-13A (AA-2 «Atoll», en código OTAN) de guía infrarroja en raíles subalares, pero no se previó ninguna carga de bombas y el MiG-21 siguió siendo un avión especializado en el combate aéreo. Entre sus características se incluían controles de vuelo asistidos, planos de cola estabilizados con compensadores anti-flutter en las puntas, flaps de área incrementada (básicamente de tipo Fowler) y una curiosa cubierta de cabina hecha de una pieza con el parabrisas, abisagrada en el frontal y lanzable conjuntamente con el asiento para proporcionar protección contra el choque del aire. La cabina era presurizada y la electrónica incluía instrumentos de dirección VOR y ADF, más sistema de navegación del tipo Tacan con DME y radar de alerta de cola. Se mejoró y aumentó continuamente estos instrumentos básicos, pero los modelos iniciales eran muy sensibles al peso, y en muchos casos se retiró uno de los cañones.

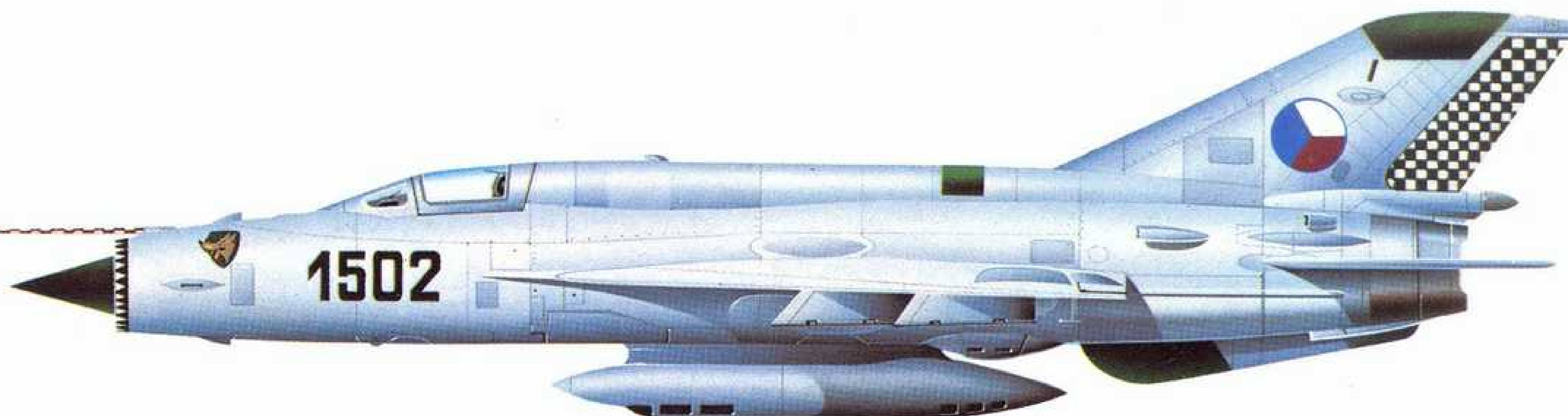
Hacia 1959 pudo incrementarse un poco la potencia motriz, y el MiG-21F «Fishbed C» resolvió los más graves problemas de peso, al tiempo que introducía una deriva con cuerda incrementada en el borde de ataque para obtener mejor estabilidad de guiñada a números altos de Mach. Pronto los MiG-21F serían exportados a los países del Pacto de Varsovia y Finlandia y construidos bajo licencia en Checoslovaquia e India, y sin licencia en China. Establecieron una tradición de excelente manejabilidad a una velocidad Mach 2, pero a expensas de una autonomía muy reducida; no tenían radar de mal tiempo y su armamento era deficiente. El MiG-21F podía, no obstante, añadir un depósito ventral lanzable y otras varias cargas de armas, tales como góndolas subalares (para 16 cohetes de 57 mm de calibre) en lugar de los misiles.

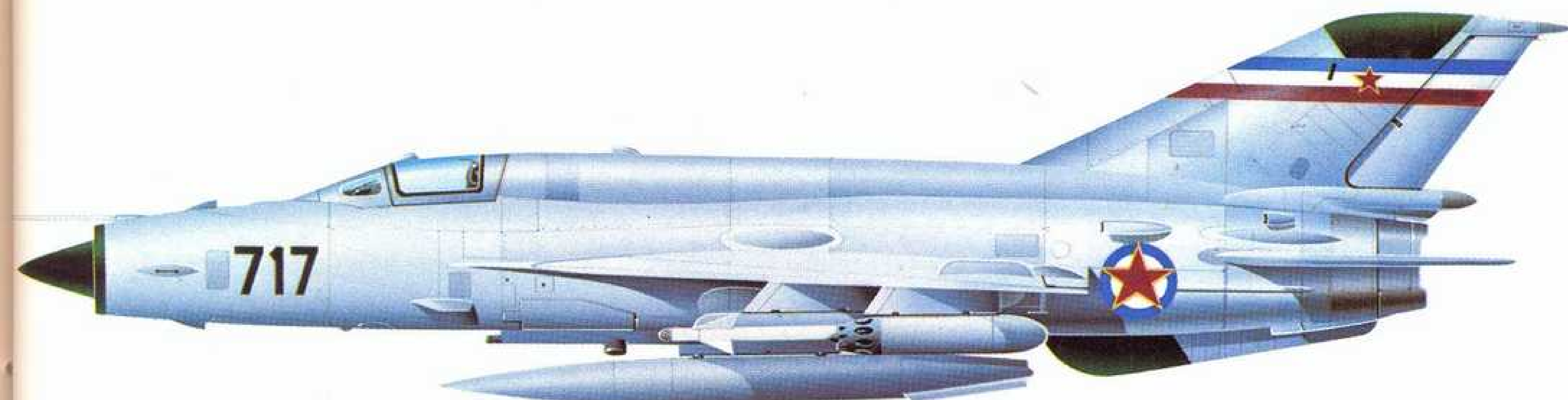
Corte esquemático del MiG-21MF

1 Tubo pitot
2 Sensores cabeceo
3 Sensores guiñada
4 Cuerpo cónico central tres posiciones
5 Antena exploración y seguimiento radar «Spin Scan»
6 Ranura capa límite
7 Toma aire reactor
8 Radar «Spin Scan»
9 Salida inferior capa límite
10 Antena
11 Pata y amortiguadores rueda proa
12 Compuertas rueda proa
13 Rueda proa pivotante
14 Amortiguador vibraciones «shimmy»
15 Registro acceso compartimiento electrónica
16 Sensor ángulo ataque
17 Rueda proa
18 Registro acceso
19 Eje retracción rueda proa
20 Bifurcación conductos aire
21 Compartimiento aviónica
22 Equipo electrónico
23 Bifurcación conductos aire
24 Salida superior capa límite
25 Sonda dinámica presión para medición «g»
26 Parabrisas blindado semielíptico
27 Visor puntería
28 Luz fija
29 Pantalla radar
30 Palanca mando (con control compensador estabilizadores y dos botones tiro)
31 Pedales timón
32 Varillas mando bajo el suelo
33 Asiento lanzable dos posiciones, tipo cero-cero KM-1
34 Tablero instrumentos babor
35 Manija tren aterrizaje
36 Arnés asiento
37 Cierre/lanzador cubierta
38 Tablero mandos estribor
39 Espejo retrovisor carenado
40 Cubierta abisagrada estribor
41 Apoyacabeza asiento lanzable
42 Compartimiento aviónica
43 Varillas mando
44 Acondicionador aire
45 Compuerta succión auxiliar
46 Conductos aire
47 Carenaje implantadura alar
48 Puntos unión largueros ala/fuselaje (cuatro)
49 Cuadernas fuselaje
50 Costillas intermedias
51 Depósito principal combustible
52 Compartimiento radio RSIU
53 Toma aire auxiliar
54 Depósito integrado borde ataque
55 Soporte subalar exterior estribor
56 Estructura sección externa plano
57 Luz navegación estribor
58 Antena empotrada borde ataque
59 Fence
60 Martinete actuación alerón
61 Alerón estribor
62 Carenaje actuador flap
63 Flap soplado estribor-SPS (*sduva pogranichnovo sloya*)
64 Estructura alar multilarguero
65 Depósito principal ala
66 Eje retracción rueda principal
67 Pata rueda estribor
68 Compartimientos auxiliares
69 Depósitos fuselaje n.º 2 y 3
70 Carenado exterior alojamiento rueda
71 Rueda principal (retraída)
72 Final conducto aire
73 Varillas mando en carenaje dorsal
74 Compresor BP
75 Depósito aceite
76 Compacto aviónica
77 Accesorios motor
78 Reactor Tumansky R-13 (6 600 kg empuje con poscombustión)
79 Junta unión fuselaje/conjunto cola
80 Toma de aire
81 Varillas mando superficies cola
82 Unidad alimentación forzada
83 Martinete estabilizadores
84 Acumulador hidráulico
85 Motor compensador horizontal
86 Placa unión larguero deriva
87 Martinete timón
88 Varillas mando timón
89 Estructura deriva
90 Placa borde ataque
91 Acceso cableado radio
92 Detector magnético
93 Larguero principal deriva
94 Placa antena RSIU (*radio-stansiya istrebitelnaia ultrakorotkykh vol'n*, radio de onda muy corta para cazas)
95 Antena VHF/UHF
96 Antena IFF
97 Luz vuelo en formación
98 Radar alerta trasera
99 Luz navegación trasera
100 Ventilación combustible
101 Estructura timón
102 Charnela timón
103 Carenado abisagrado alojamiento paracaídas frenado
104 Alojamiento paracaídas frenado
105 Tobera variable



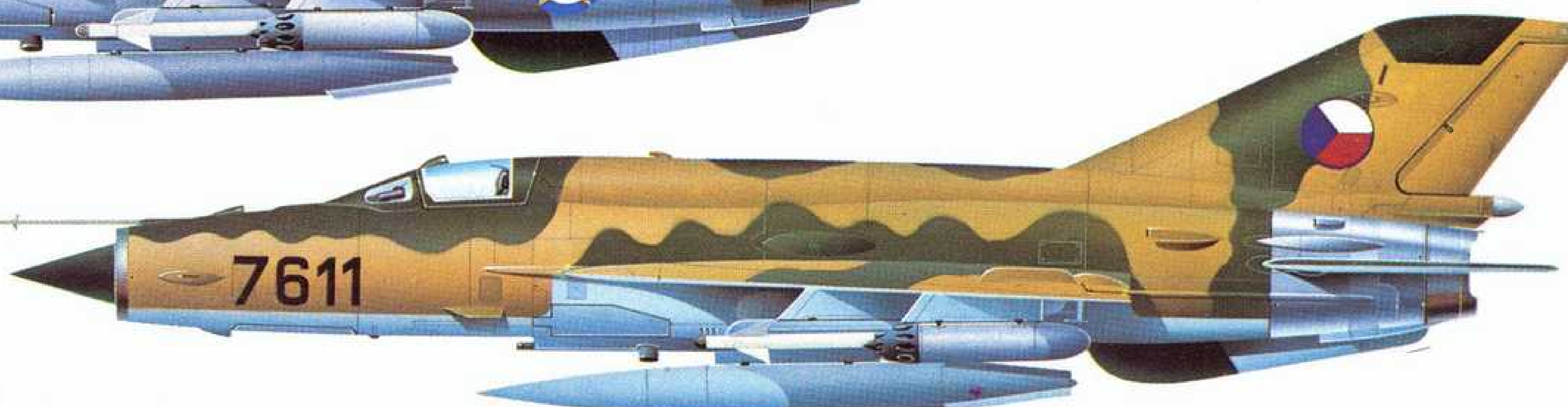
Este MiG-21R (submodelo desconocido) en servicio en las Fuerzas Aéreas Checoslovacas luce las insignias de su unidad en la proa y el timón. Puede apreciarse el abultado freno aerodinámico ventral, justo sobre la cola del contenedor multisensor de reconocimiento suspendido del soporte central.





Las Fuerzas Aéreas Yugoslavas, equipadas con material tanto del Este como del Oeste, tienen en servicio aproximadamente 100 MiG-21 (de un lote de 110 suministrado por la URSS), de los que este MF es un típico ejemplo. Como puede verse, están equipados con misiles aire-aire AA-2 «Atoll».

MiG 21MF checoslovaco, con el mismo camuflaje de la Frontovaia Aviatsiia (Mando táctico) soviética. Va equipado con góndola-cañón, depósito ventral, lanzacohetes UV-16-57 y misiles aire-aire AA-2-2 «Advanced Atoll».



106 Instalación posquemador
107 Toma de aire refrigeración compartimiento posquemador
108 Carenado varillas mando estabilizadores
109 Cilindros actuación tobera
110 Tubo torsión estabilizadores
111 Estabilizadores enterizos
112 Contrapeso antibatanero («flutter»)
113 Toma de aire
114 Bancada posquemador
115 Carenado fijo implantadura estabilizador
116 Junta abisagrada
117 Conducto externo (escape hidráulico)
118 Aleta ventral
119 Rail guía motor
120 Tobera inclinada conjunto ATO
121 Abrazaderas soporte cohete ATO
122 Conjunto ATO
123 Freno aerodinámico ventral (retraído)
124 Punto sujeción caballete
125 Solenoide encendido conjunto ATO
126 Luz aterrizaje intradós
127 Soporte central
128 Compuerta alojamiento rueda
129 Salida cartuchos vacíos
130 Instalación cañones gemelos Gsh-23 de 23 mm
131 Carenado bocacha apagallamas
132 Placa deflectora objetos extraños
133 Depósito lanzable auxiliar ventral
134 Freno aerodinámico estribor (extendido)
135 Depósito integrado
136 Montante retracción tren principal
137 Varillaje mando alerones
138 Soporte interno babor
139 Contenedor lanzacohetes UV-16-57
140 Rueda principal babor
141 Compuerta rueda babor
142 Pata rueda
143 Varillas mando alerón
144 Eje retracción rueda
145 Depósito principal ala
146 Carenado actuador flap
147 Alerón babor
148 Martinete actuador alerón
149 Estructura sección externa ala
150 Luz navegación babor
151 Soporte exterior
152 Misil A-A guía infrarroja «Advanced Atoll»
153 Fence
154 Antena radioaltímetro

Colocación de nuevo radar

En 1960 se produjo un importante avance en el desarrollo del MiG-21PF (Perekhvatchik forsirovanny, o interceptador reforzado) «Fishbed-D» con radar y combustible extra. Le fue instalado el radar R1L («Spin Scan A») con su antena en un cono mucho más ancho, lo que requirió el ensanchamiento del diámetro de la proa para permitir el paso del flujo de aire por el conducto de entrada. La capacidad de combustible interna se elevó a 2 800 l con la adición de un pequeño depósito en un carenado detrás de la cabina, y se mejoró la capacidad para operar desde campos no preparados con el uso de neumáticos de baja presión cuyo mayor tamaño originó abultamientos arriba y abajo de la implantación alar para alojarlos en posición retraída. Los cañones y sus largos carenados fueron finalmente suprimidos para permitir la instalación ventral en el fuselaje, a la altura del borde de ataque, de amplios frenos aerodinámicos, y la larga sonda instrumental pasó de la parte inferior del morro a la superior.

La serie MiG-21PF, producida en masa, introdujo numerosos cambios adicionales durante los años sesenta. El primero fue un aumento de la cuerda en el borde de ataque de la deriva, que más tarde se extendió aún más hasta conformar una deriva con doble área que la original. El paracaídas de frenado se realojó en un tubo en la base del timón, y se posibilitó la utilización de cohetes ATO (assisted take-off, despegue asistido) colocándolos en sendos emplazamientos de la implantadura alar, a cada lado del freno aerodinámico perforado trasero del modelo «Fishbed E». Se introdujo una versión especial para aeródromos cortos, el MiG-21 SPS, con flaps soplados que ocupaban todo el borde de fuga a excepción de los alerones; los actuadores tenían amplios carenados a media envergadura del intradós y se abatían sin desplazarse hacia atrás, como era normal en los tipos Fowler montados sobre raíles.

Todos los MiG-21 introducían por esta época, además, una tobera con labios extendidos por arriba y abajo. Un prototipo experimental, probablemente construido para investigar las características STOL con sustentación a reacción, tenía un fuselaje más ancho que albergaba dos reactores de sustentación colocados en tándem, con amplias compuertas dorsales abisagradas por detrás y paneles de deflección en las toberas; este modelo fue denominado «Fishbed-G» por la OTAN. Otro prototipo de sustentación a reacción aparecido en 1967, apodado «Faithless» por la OTAN y equipado con un completo radar de interceptación y tomas de aire laterales, era también miembro de la amplia y poco conocida familia de aviones MiG-21, a pesar de su gran parecido con el Sukhoi Su-11.

Los últimos MiG-21PF, designados comúnmente MiG-21FL en las versiones de exportación y las fabricadas con licencia, estaban dotados de un motor más potente, el R-11 F2S-300, y de un excelente contenedor de armas GP-9 suspendido bajo el vientre. El GP-9 acomoda dos cañones GSh-23, normalmente inseparables y considerados como un arma bitubo de 23 mm con dos tolvas de 100 disparos cada una. El contenedor, bien diseñado aerodinámicamente, apenas afecta a las prestaciones de vuelo y supone un tremendo potencial en operaciones aire-aire y aire-suelo, con una precisión de hasta 1 000 m. Con él se incorporó un telémetro y sistema de predicción de tiro mejorado, y hacia mediados de los sesenta, se completó el instrumental con el radar R2L «Spin Scan-B», de mucho mejor poder de definición y alcance de captación, y seguimiento automático aumentado.

Versiones posteriores

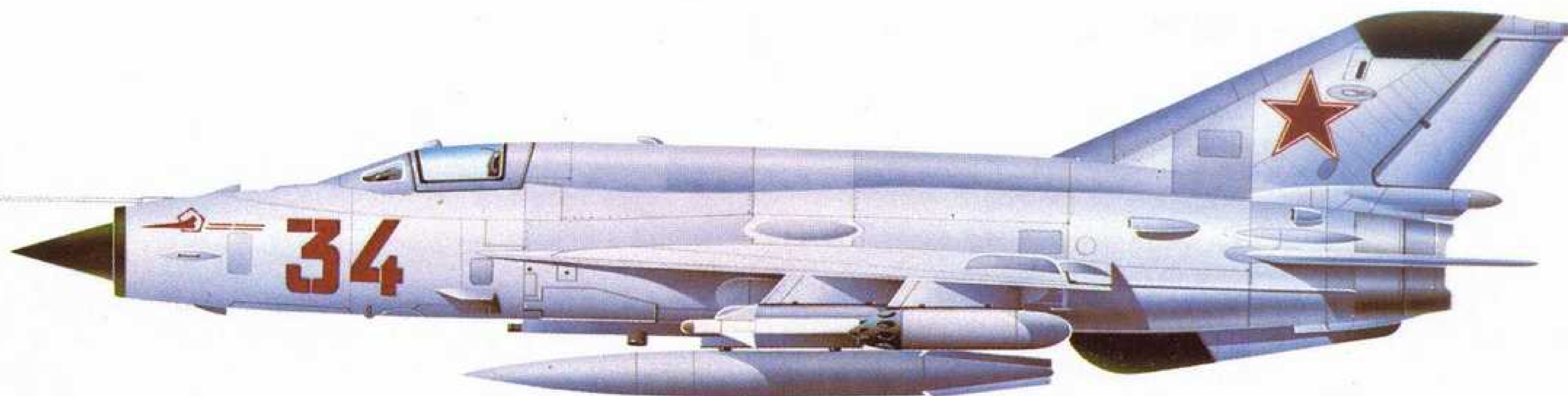
A continuación apareció el MiG-21PFM «Fishbed-F» con varios grupos de cambios, el más obvio de ellos la adopción de parabrisas fijo de tipo convencional y cubierta separada abisagrada a la derecha. El MiG-21PFMA «Fishbed-J» se distinguía por un amplio carenado dorsal (sin depósito de combustible) y dos soportes subalares adicionales que proporcionaban un aumento sustancial de la capacidad de carga de combustible y armas. Muchos de los usuarios de exportación de esa época utilizaron efectivamente los MiG-21 en operaciones de ataque al suelo con depósitos y bombas (la capacidad máxima es de dos bombas de 500 kg y dos de 250 kg, con un total de 1 500 kg, pero esta carga es excepcional y precisa muy buenas pistas). Otras características introducidas en esta versión son el asiento lanzable KM-1 del tipo cero-cero asistido con cohetes, un sensor alfa (ángulo de ataque) en un carenado a la izquierda del morro, y una instalación interna del GP-9, de forma que sólo los tubos del doble cañón sobresalen bajo el fuselaje.

Hacia 1970 se introdujeron muchos otros cambios, pero no es posible precisar los diferentes subtipos porque también se adaptaron a otros aviones e incluso a aparatos ya entregados. Por ejemplo, la serie MiG-21R (Razvyedchik, reconocimiento) «Fishbed-H» introducía un contenedor ventral cuidadosamente diseñado que albergaba cámaras de visión delantera y oblicua, explorador termográfico por infrarrojos y, a veces, combustible y sensores adicionales. Los modelos finales MiG-21R y varios subtipos de cazas fueron equipados con un contenedor de sensores semiinterno bajo la cabina, y contenedores de punta de ala para contramedidas electrónicas; se han observado también aviones soviéticos con contenedores subalares para multisensores y contramedidas electrónicas, así como antenas adicionales empotradas en el fuselaje y la deriva. La designación MiG-21M fue utilizada en una gama de aviones exportados a la India o construidos en este país. Otro prototipo experimental fue el MiG-21A o «Análogo», construido por el OKB Mikoyan para efectuar pruebas en vuelo de la configuración alar del transporte civil supersónico Tupolev Tu-144, al que acompañaba en su primer vuelo el 31 de diciembre de 1968.

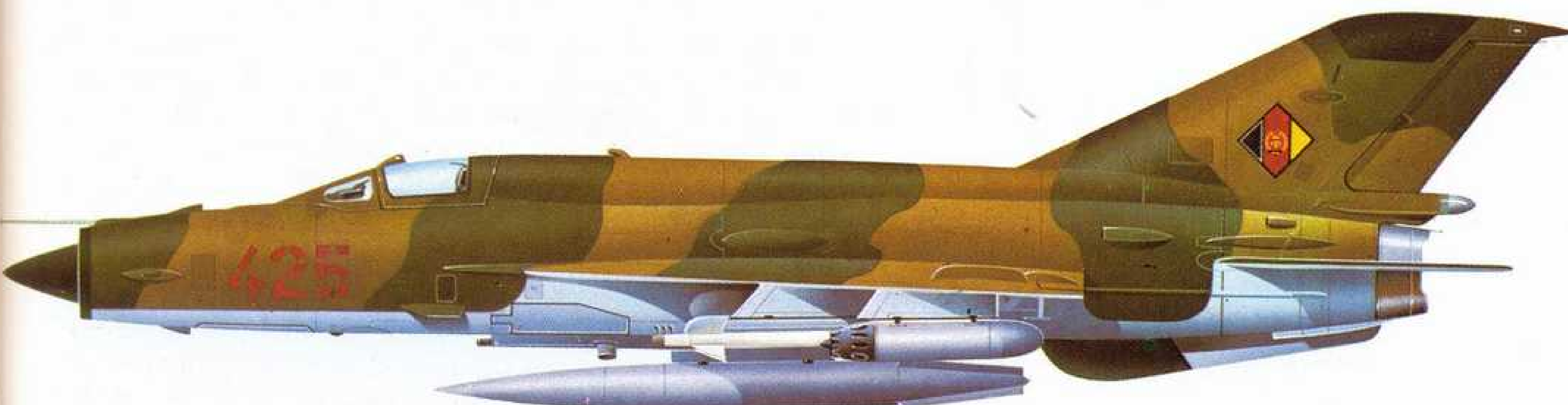
Hacia 1970 el caza estándar de producción era el MiG-21MF «Fishbed-J», con el motor más potente R-13, de las mismas dimensiones pero más ligero que el R-11. Se añadieron otras mejoras

Uno de los MiG-21 más antiguos que aún siguen en servicio es este modelo F, suministrado a la Ilmavoimat (Fuerza Aérea) de Finlandia en 1963. Técnicamente es un F-12 utilizado como caza básico diurno, casi sin sensores ni sistemas de navegación todo tiempo, y muy limitado en alcance y armamento (foto Klaus Niska).

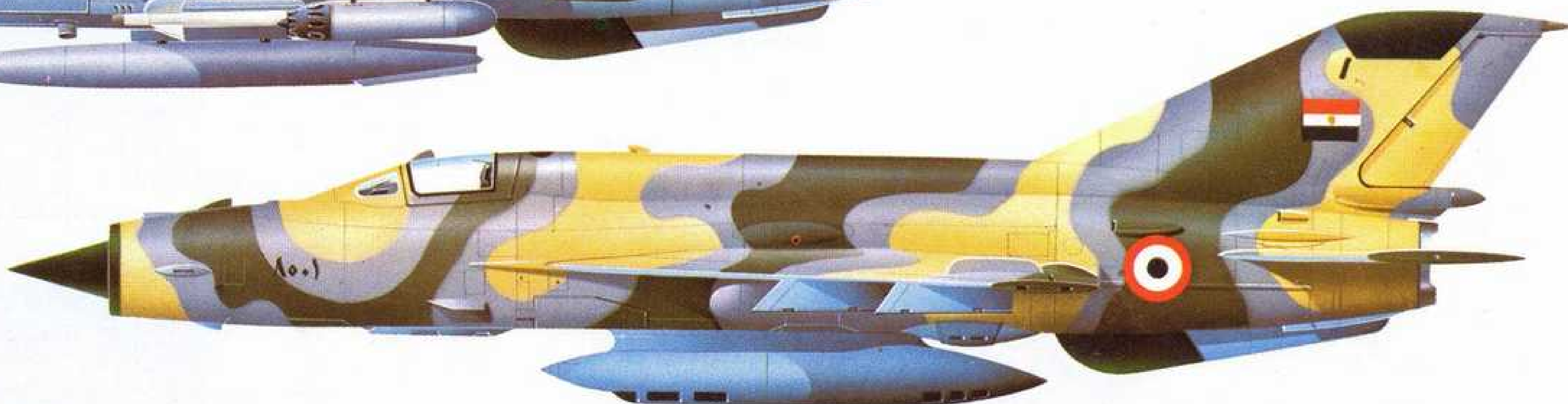




MiG-21MF perteneciente a un regimiento de caza de la IA-PVO (Defensa aérea interior) soviética, en el distrito militar de Kiev. La insignia del morro se concede a las unidades de la PVO que consiguen un alto estándar específico en su eficiencia operacional.



La LSK (Luftstreitkräfte, Fuerza Aérea) de Alemania Oriental es una de las mejor equipadas del Pacto de Varsovia. Se cree que cuatro de sus regimientos de caza utilizan MiG-21; el ejemplar de la ilustración es un modelo MF.



Este camuflaje tricolor es utilizado por las Fuerzas Aéreas de la República Árabe Egipcia para tipos operacionales. El dibujo corresponde a una de las versiones de reconocimiento basadas en el MF, equipado con un compartimiento interno de cámaras bajo la cabina, detrás del alojamiento de la rueda, y con un contenedor externo.

Mikoyan MiG-21bis

Especificaciones técnicas
Tipo: cazabombardero monoplaza
Planta motriz: un turbojet con poscombustión Tumansky R-25, de 7 500 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima a gran altura (configuración limpia) 2 230 km/h; trepada inicial (con la mitad de combustible y dos AAM Atoll) 17 680 m/min; autonomía (con combustible interno, a gran altura) 1 160 km
Pesos: vacío 5 200 kg; normal en despegue 7 960 kg
Dimensiones: envergadura 7,15 m; longitud (sonda incluida) 15,76 m; altura, 4,10 m; superficie alar 23,00 m
Armamento: un cañón bitubo GSh-23 de 23 mm con 200 disparos, cuatro soportes alares para misiles Atoll o Advanced Atoll guiados por infrarrojos o por radar, bombas (dos de 500 kg y dos de 250 kg), contenedores de cohetes u otras cargas, incluidos depósitos lanzables de 490 l de combustible





Este MiG-21bis (apodado «Fishbed-N») es uno de los muchos centenares en servicio como cazas básicos de combate aéreo diurno en la VVS soviética. Se calcula que sólo esta variante iguala el potencial de cazas de todas las fuerzas aéreas de la OTAN en Europa Occidental. Características de este modelo son la ancha y profunda dorsal del fuselaje (menos abultada, sin embargo, que la del anterior SMT), una góndola interna de cañones (compatible con el depósito ventral de combustible), una sonda de instrumentación de proa con transductores de cabeceo y guiñada que complementan un sistema de control de tiro electrónico de mayor capacidad, una antena puntiaguda en la parte inferior del morro, versiones guiadas por infrarrojos y radar del misil AA-2 Atoll y, naturalmente, el nuevo motor R-25.



tales como retrovisores, colocados también en aviones más antiguos a partir de 1970, y deflectores para detener objetos extraños absorbidos por las tomas auxiliares de aire situadas a la altura del borde de ataque alar. Un año después, entró masivamente en servicio el MiG-21 STM «Fishbed-K», con un carenado dorsal mayor que albergaba más combustible, reducía la resistencia de la onda de choque y unía aerodinámicamente la cabina con el contenedor del paracaídas de frenado. Posteriores modernizaciones del equipo electrónico están en relación con la inclusión de misiles K-13A «Advanced Atoll» en sus dos tipos de guía, por infrarrojos y por radar. Los MiG-21 pueden utilizar, probablemente, algunos de los misiles soviéticos aire-suelo de nueva generación, pero los detalles no son aún bien conocidos. La función de esta familia de aviones continúa centrada en el combate aéreo.

Los más recientes y probablemente últimos subtipos conocidos son los MiG-21bis «Fishbed-L» y «Fishbed-N». Aunque exteriormente no se diferencia mucho de los modelos anteriores, salvo en su carenado dorsal aún mayor, que aumenta la capacidad interior de combustible a 2 900 l en siete depósitos, el caza MiG-21bis utiliza el nuevo motor R-25 que, a pesar del incremento en el peso bruto del avión, convierte a este modelo en el más rápido y el de mayor trepada de todas las variantes, con una envolvente de vuelo en todas las prestaciones que sólo ha sido mejorada sustancialmente por cazas mucho más recientes como el McDonnell Douglas F-15 y el General Dynamics F-16. Los últimos modelos MiG-21 poseen también electrónica mejorada, y un sensor de datos del tipo «arco y flecha» en la sonda de proa.

Un modelo reciente de MiG-21 de las Fuerzas Aéreas Egipcias en una exhibición de vuelo invertido. El MiG-21 ha jugado un importante papel en las guerras de los países árabes con Israel (foto Keystone).

Además de las variantes de caza, han existido numerosas versiones de entrenamiento biplaza en tándem, tales como el MiG-21U «Mongol», el MiG-21US «Mongol-B» y el MiG-21UM «Mongol-B», que corresponden aproximadamente al MiG-21F, MiG-21PFM y MiG-21MF. Muchos llevan un periscopio para el instructor en el asiento trasero, y los últimos están equipados para armamento.

Las unidades fabricadas de todas las variantes del MiG-21 rondan con seguridad las 10 000 y pueden haber superado ampliamente esta cifra, que dobla con creces la producción del F-4 Phantom II, el caza occidental más fabricado desde la posguerra. Cerca de 1 000 cazas, 300 aviones de reconocimiento y 300 entrenadores prestan servicio en la actualidad en las Fuerzas Aéreas Soviéticas. Los usuarios extranjeros han sido más numerosos que los de cualquier otro avión de combate moderno (aproximadamente 40 o más fuerzas aéreas, aunque no todas lo utilizan en la actualidad).

Variantes del Mikoyan MiG-21

E-50, E-2A, E-5A y E-6: prototipos con distintos turbojets y poscombustión, y motores cohete en el E-50
E-33: entrenadores MiG-21U utilizados para récords femeninos
E-66 y E-66A: MiG-21 modificados para los récords mundiales de velocidad y (E-66A) altura
E-66B: versión asistida por cohetes utilizada para establecer récords femeninos de tiempo de trepada
E-76: MiG-21PF utilizados para conseguir diversos récords de velocidad femeninos
E-74, E-77 y E-88: MiG-21 equipado para exportación
E-166: avión de la misma familia con nuevo fuselaje y motor mayor, para récord mundial de velocidad y altura
MiG-21 «Fishbed-B»: variante de preproducción (1957) y modelos iniciales de producción



MiG-21 (modelo de producción inicial)

MiG-21F «Fishbed-C»: primer modelo de producción en serie con reactor Tumansky R-11 de 5 750 kg de empuje con poscombustión, un cañón y tres afustes

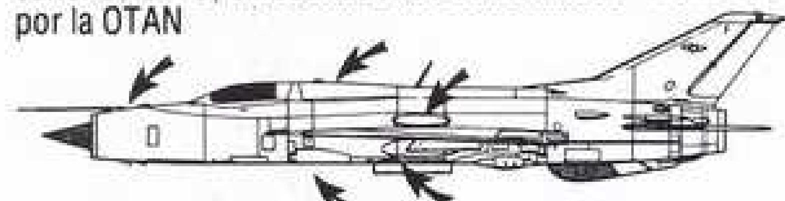


MiG-21F (serie principal)



MiG-21F (checo)

MiG-21PF «Fishbed-D»: segundo modelo básico de producción con reactor R-11F de 5 950 kg de empuje con poscombustión, capacidad interna de combustible aumentada, toma agrandada y cuerpo central con radar R1L «Scan-Spin A», neumáticos más anchos, y sonda de proa en posición superior; la producción comenzó en 1963 y a lo largo de ella se añadieron deriva más ancha, paracaídas de frenado relocalizado y góndola exterior de cañones GP-9; el resultado fue denominado «Fishbed-E» por la OTAN



MiG-21PF (serie inicial)

MiG-21 PFS o MiG-21 PF(SPS): designación de MiG-21PF y otros equipados posteriormente con sistema de flaps soplados (no utilizado en los modelos de exportación MiG-21 FL)



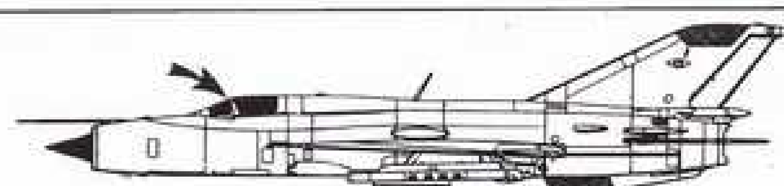
MiG-21PF (serie principal)

MiG-21FL: versión de exportación del MiG-21PF con reactor R-11-300 de 6 200 kg de empuje con poscombustión, equipado con radar Skip-Spin B y previsto para góndola-cañón GP-9, pero no para SPS ni ATO



MiG-21PF (última producción)

MiG-21PFM «Fishbed-F»: versión repotenciada del MiG-21PF con reactor R-11-300 de 6 200 kg de empuje con poscombustión. Radar R2L, borde de ataque de la deriva adelantado, parabrisas convencional fijo y cubierta abisagrada a la derecha, asiento lanzable simple



MiG-21PFM

MiG-21PFMA «Fishbed-J»: desarrollo polivalente con cuatro soportes subalares, radar mejorado, asiento lanzable cero-cero y carenado dorsal más ancho



MiG-21PFMA

MiG-21M «Fishbed-J»: básicamente similar al MiG-21PFMA con reactor Tumansky R-13-300 de 6 600 kg de empuje con poscombustión, deflector de partículas, retrovisor y otros cambios; fabricado en India en 1973
MiG-21MF «Fishbed-J»: versión soviética de producción del MiG-21M indio, introducida en 1970



MiG-21MF

MiG-21R «Fishbed-H»: versión de reconocimiento en diversos submodelos con contenedor externo multisensor en soporte ventral con góndola interna para tres cámaras en lugar de cañones, situada detrás del compartimiento de la rueda delantera; a menudo con equipo FM en las puntas alares



MiG-21R

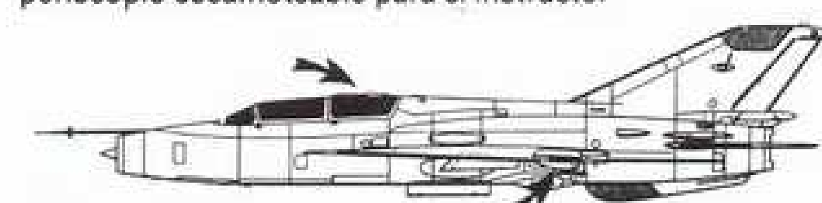
MiG-21RF «Fishbed-H»: versión del MiG-21MF, con equipo similar al MiG-21R

MiG-21SMT «Fishbed-K»: desarrollo del MiG-21MF con carenado dorsal más ancho de menor resistencia, más capacidad de combustible interno, y equipo de contramedidas electrónicas opcional en las puntas alares
MiG-21bis «Fishbed-L»: desarrollo de tercera y probablemente última generación, con carenado dorsal más ancho y profundo, capacidad electrónica aumentada, desde 1975 equipado con reactor Tumansky R-25 de 7 500 kg de empuje con poscombustión
MiG-21bis «Fishbed-N»: versión definitiva del MiG-21bis con electrónica mejorada indicada por antena «arco y flecha» bajo el morro
MiG-21U «Mongol-A»: entrenador biplaza basado en el MiG-21F, modelos finales con deriva más ancha y carenado dorsal más profundo sin filete



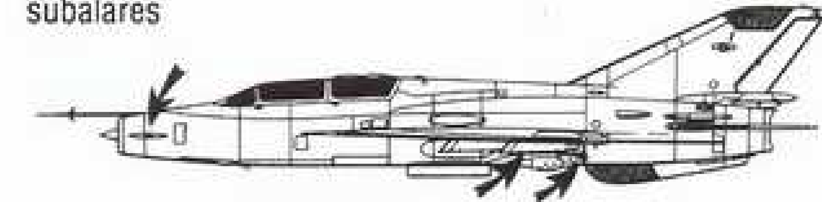
MiG-21U (serie princial)

MiG-21US «Mongol-B»: biplaza de entrenamiento basado en el MiG-21PFM, previsto para flaps soplados y periscopio escamoteable para el instructor



MiG-21US

MiG-21UM «Mongol-B»: biplaza de entrenamiento basado en el MiG-21MF, con motor R-13 y cuatro afustes subalares



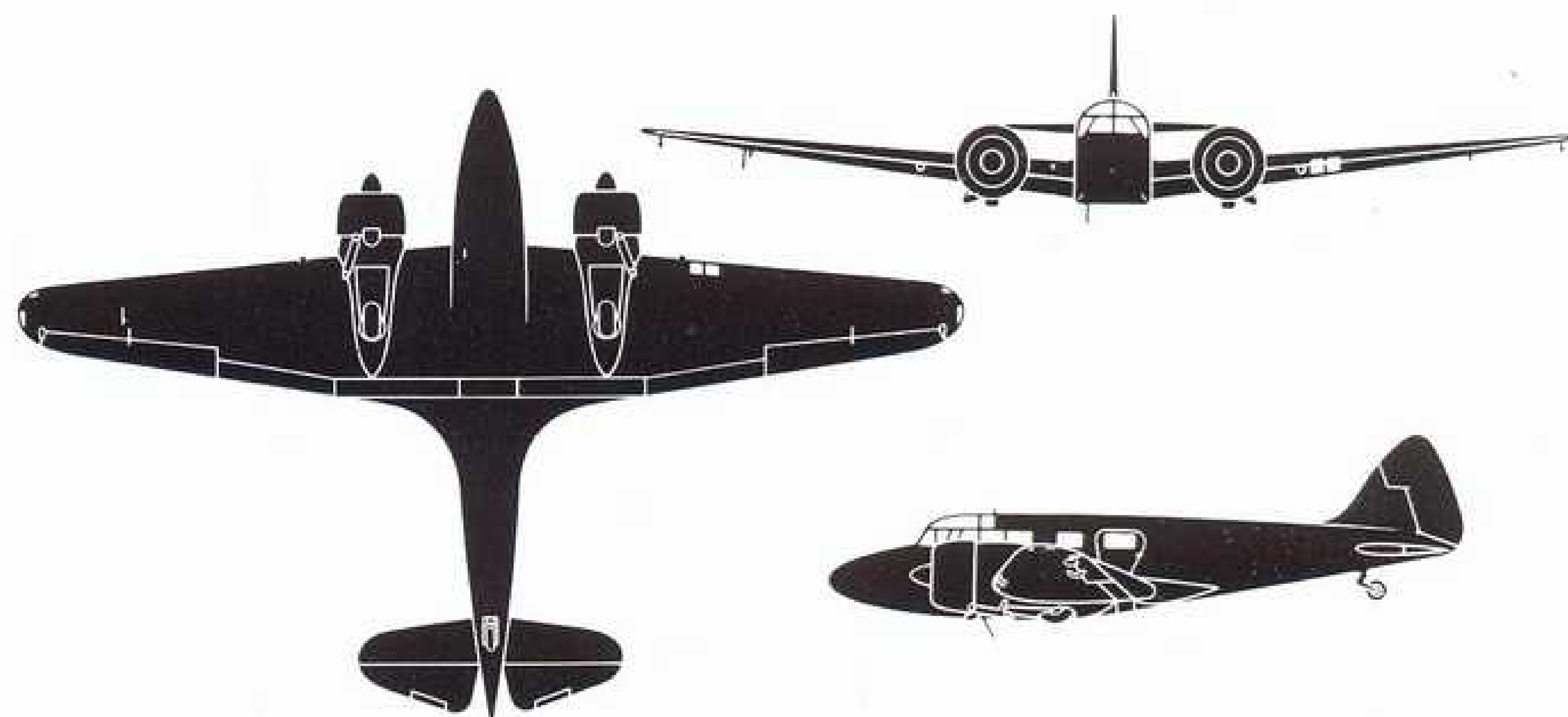
MiG-21UM

«Análogo»: MiG-21 equipado con ala del Tu-144 a escala reducida, para vuelos de pruebas
«Fishbed-G»: versión experimental STOL del MiG-21PFM con dos reactores de sustentación en fuselaje ampliado

A-Z de la Aviación

Airspeed AS.65 Consul

Historia y notas
Los directivos de Airspeed apreciaron, a medida que avanzaba la II Guerra Mundial, que el AS.10 Oxford podría fácilmente desarrollarse como avión civil ligero en los años inmediatos de la posguerra, época en que se preveía una acusada carencia de aviones de esta clase. Apenas terminada la guerra, la empresa comenzó a adquirir los Oxford devueltos por el gobierno, y el avión resultante, después de la incorporación de modificaciones mínimas, fue recomercializado bajo la designación de **Airspeed AS.65 Consul**. Las modificaciones consistieron en la incorporación de dos ventanillas adicionales, alargamiento del morro para acondicionar un compartimiento delantero de equipajes, separación mediante un mamparo de la cabina de mando y pasaje, y un cambio en la incidencia del empenaje para adelantar el centro de gravedad. El Consul podía acomodar a seis pasajeros y ser utilizado, en diferentes disposiciones, como ambulancia, avión de comunicaciones y transporte ejecutivo. Aproximadamente se completaron 160 conversiones. En 1960, al menos nueve de estos aparatos seguían en servicio activo, en Gran Bretaña o en otros países; lo que dice mucho en favor de la solidez de construcción y fiabilidad de los Consul, cuya vida se había iniciado veinte años antes en la forma de AS.10 Oxford.



Airspeed AS.65 Consul.



El Airspeed Consul era, esencialmente, una conversión civil del clásico entrenador Oxford. Las modificaciones consistieron en una nueva disposición de las ventanillas, deriva atrasada y nuevo morro de perfil mejorado.

Especificaciones técnicas
Tipo: transporte utilitario bimotor para seis pasajeros
Planta motriz: dos motores radiales Armstrong Siddeley Cheetah X de 395 hp
Prestaciones: velocidad máxima, a 1 465 m, 306 km/h; velocidad económica de crucero, a 3 050 m, 233 km/h; autonomía con combustible máximo 1 022 km
Pesos: vacío equipado 2 722 kg; máximo en despegue 3 742 kg
Dimensiones: envergadura 16,26 m; longitud 10,82 m; altura 3,07 m; superficie alar 32,33 m²

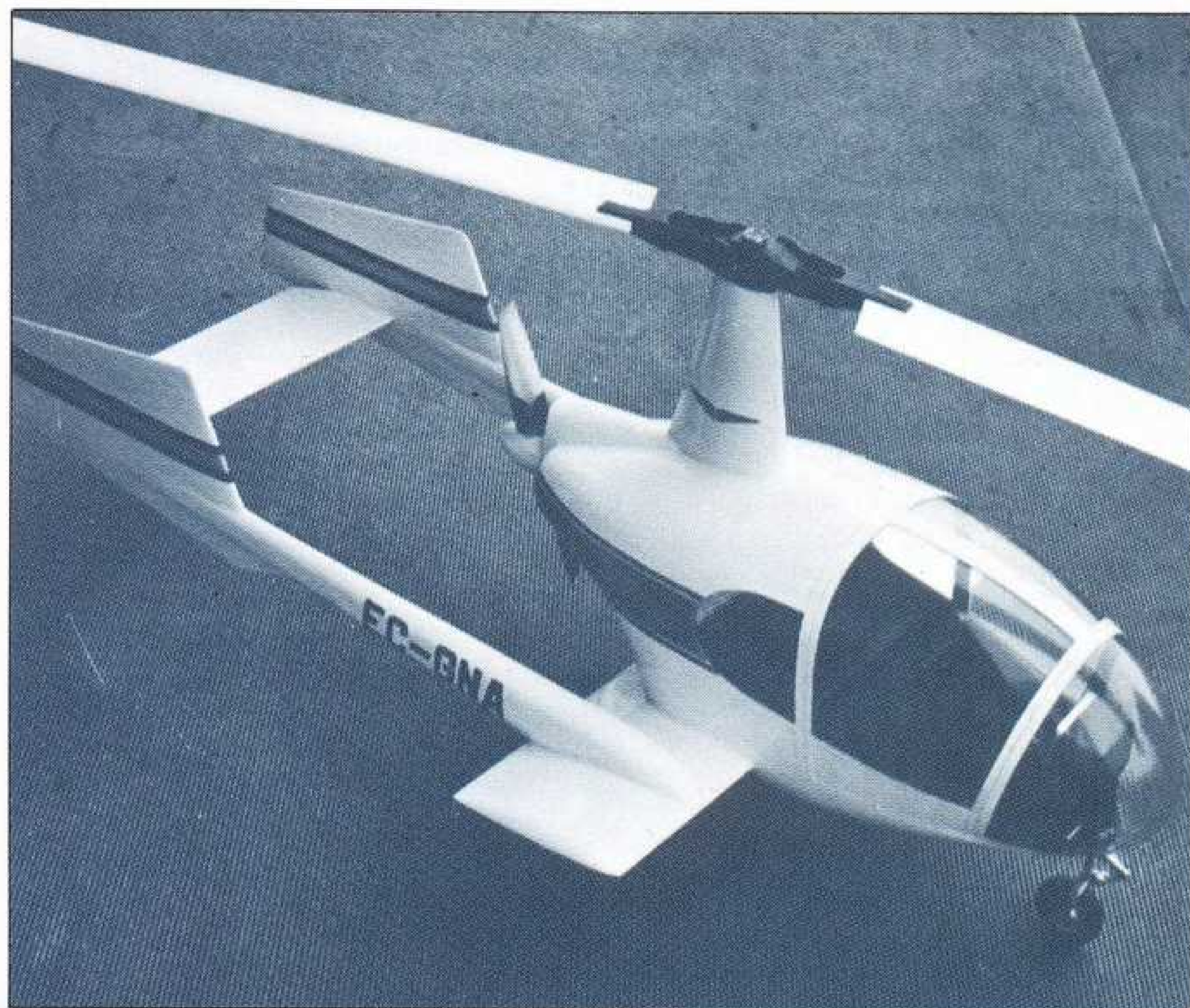
AISA Autogiro GN

Historia y notas
Aeronáutica Industrial SA (AISA) se estableció en Madrid en 1923, y a partir de esta fecha se ocupó de la fabricación, mantenimiento y reparación de aviones. Esta compañía construyó algunos de los primeros autogiros de La Cierva, y actualmente desarrolla un nuevo autogiro de diseño original.

Previsto para acomodar a un piloto y tres pasajeros, el **Autogiro AISA GN** tiene un fuselaje en góndola separada; en las alas de corta envergadura se montan dos vigas de cola, cada una de ellas con deriva y timón de dirección; un plano horizontal con timón de profundidad une las dos vigas, y el tren de aterrizaje es del tipo triciclo fijo. El rotor de cuatro palas tiene capacidad de elevación para posibilitar despegues cortos, y la potencia es suministrada por un motor de seis cilindros opuestos Avco Lycoming que mueve una hélice bipala impulsora de velocidad constante.

La construcción de dos prototipos se encuentra muy avanzada; se espera que el primero pueda volar a comienzos del año 1982.

Especificaciones técnicas
Tipo: autogiro cuatriplaza
Planta motriz: un motor Avco Lycoming IO-540-K1A5 de seis cilindros opuestos y 300 hp de potencia
Prestaciones: (estimadas) velocidad máxima en vuelo horizontal al nivel del mar 240 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 212 km/h; autonomía máxima 800 km
Pesos: (estimados) vacío 948 kg; máximo en despegue 1 400 kg
Dimensiones: diámetro del rotor 11,76 m; longitud del fuselaje 6,50 m; altura 3,20 m; área discal del rotor 108,62 m²



El nuevo Autogiro AISA GN, un diseño enteramente español, sigue la tradición iniciada por Juan de la Cierva, que inventó y desarrolló el primero de estos aparatos.

AISA I-11B Peque

Historia y notas
A finales de la década de los cuarenta, AISA diseñó un avión ligero biplaza para turismo y entrenamiento. El prototipo, denominado I-11, voló por primera vez el 16 de julio de 1951; tenía tren de aterrizaje triciclo y un motor Continental de 90 hp, y fue probado por el jefe de pilotos de pruebas de AISA, Sr. Guibert. A pesar de su buen comportamiento en vuelo, no consiguió compradores, aunque existió interés por una versión con tren de aterrizaje clásico. Un prototipo con esta configuración, denominado **AISA I-11B Peque**, efectuó su primer vuelo el 16 de octubre de 1953.

De configuración monoplana de ala baja, el I-11B estaba construido en madera con cubierta de contrachapado y textil, empenaje convencional, acomodación biplaza lado a lado y un motor de cuatro cilindros opuestos Continental C90-12F. De los 180 que fueron construidos, los primeros 70 sólo llevaban los instrumentos básicos de vuelo, pero los restantes fueron dotados con instrumentación de vuelo sin visibilidad. Una serie de estos aviones entró en servicio con la Fuerza Aérea Española en misiones de entrenamiento y enlace, bajo la denominación **L-8C**.

Especificaciones técnicas
Tipo: monoplano biplaza de turismo y entrenamiento
Planta motriz: un motor Continental C90-12F de 90 hp y cuatro cilindros opuestos; algunos ejemplares llevaban el motor de las mismas

características ENMASA Flecha F-1, de 93 hp y fabricación nacional
Prestaciones: velocidad máxima horizontal 200 km/h; velocidad de crucero 177 km/h; trepada inicial 220 m por min; techo de servicio 4 700 m; autonomía máxima 650 km
Pesos: vacío 421 kg; máximo en despegue en configuración semiacrobática 670 kg
Dimensiones: envergadura 9,34 m; longitud 6,74 m; altura 1,90 m; superficie alar 13,40 m^2



Diseñado por Iberavia pero adquirido por AISA, el I-11B es el derivado de producción del prototipo I-11, que tenía tren triciclo fijo y una cabina más ancha.

AISA I-115

Historia y notas

Iberavia SA y AISA de Madrid colaboraron en los años cuarenta en la construcción de varios tipos de aviones, entre ellos el I-11 y los entrenadores **I-115**. Poco después AISA absorbió el departamento de aviación de Iberavia y continuó desarrollando ambos aviones. El prototipo I-115 realizó su primer vuelo el 20 de julio de 1952, y la construcción en serie se inició en mayo de 1954 en la factoría de AISA en Carabanchel Alto, para atender un pedido de 150 ejemplares cursado por el Ejército del Aire, para sustituir al CASA 1131L (Bücker Jungmann construido con licencia) en el entrenamiento primario, y en una segunda etapa, reemplazar a las HM-1. A esta remesa inicial siguió un nuevo pedido por el mismo número de aviones, tras lo cual el I-115 se convirtió en el entrenador primario estándar del Ejército del Aire español bajo la denominación militar **E-16**, permaneciendo en servicio algunos ejemplares hasta finales de los años setenta en los escuadrones 792 y 912. Otros, después de ligeras modificaciones, fueron utilizados en aeroclubs.

El avión era un monomotor, monoplano de ala baja cantilever y biplaza en tándem, construido en madera con contrachapado de abedul y superficies móviles con revestimiento textil. Estaba provisto de flaps de ranura y era capaz de ejecutar acrobacia elemental con ambos tripulantes, y superior con uno solo.

Especificaciones técnicas

Tipo: biplaza de entrenamiento primario o monoplaza acrobático, con tren de aterrizaje clásico fijo
Planta motriz: un motor de cuatro cilindros en línea invertido Elizalde (ENMASA) Tigre G-IV-B de 150 hp, con hélice bipala de paso fijo ENHASA P8; algunos aviones de la segunda serie llevaban motores Lycoming O-435-A de 190 hp o de Havilland Gipsy Major de 145 hp
Prestaciones: (biplaza) velocidad máxima cargado 229 km/h; velocidad de crucero 195 km/h; trepada inicial 225 m/min; techo práctico 4 300 m; autonomía al 70 % de potencia 3,5 h
Pesos: vacío 680 kg; máximo en despegue 990 kg
Dimensiones: envergadura 9,54 m; longitud 7,35 m; altura 2,10 m; superficie alar 14 m^2



El AISA I-115 fue un diseño heredado de Iberavia que sirvió muy bien con el Ejército del Aire español.

Alaparma AP.65 Baldo

Historia y notas

La firma Alaparma SpA se estableció en Italia durante 1945 para desarrollar un biplaza ligero monoplano bifuselaje con hélice propulsora que, diseñado por Adriano Mantelli, había volado por vez primera en 1942. Sucedieron a este primer prototipo una serie de aviones muy similares, diferentes esencialmente en el motor, bajo las designaciones **AM-8, AM-9** y **AM-10**. De ellos surgió el **Alaparma AP.65 Baldo** («Atrevido»), de construcción en madera.

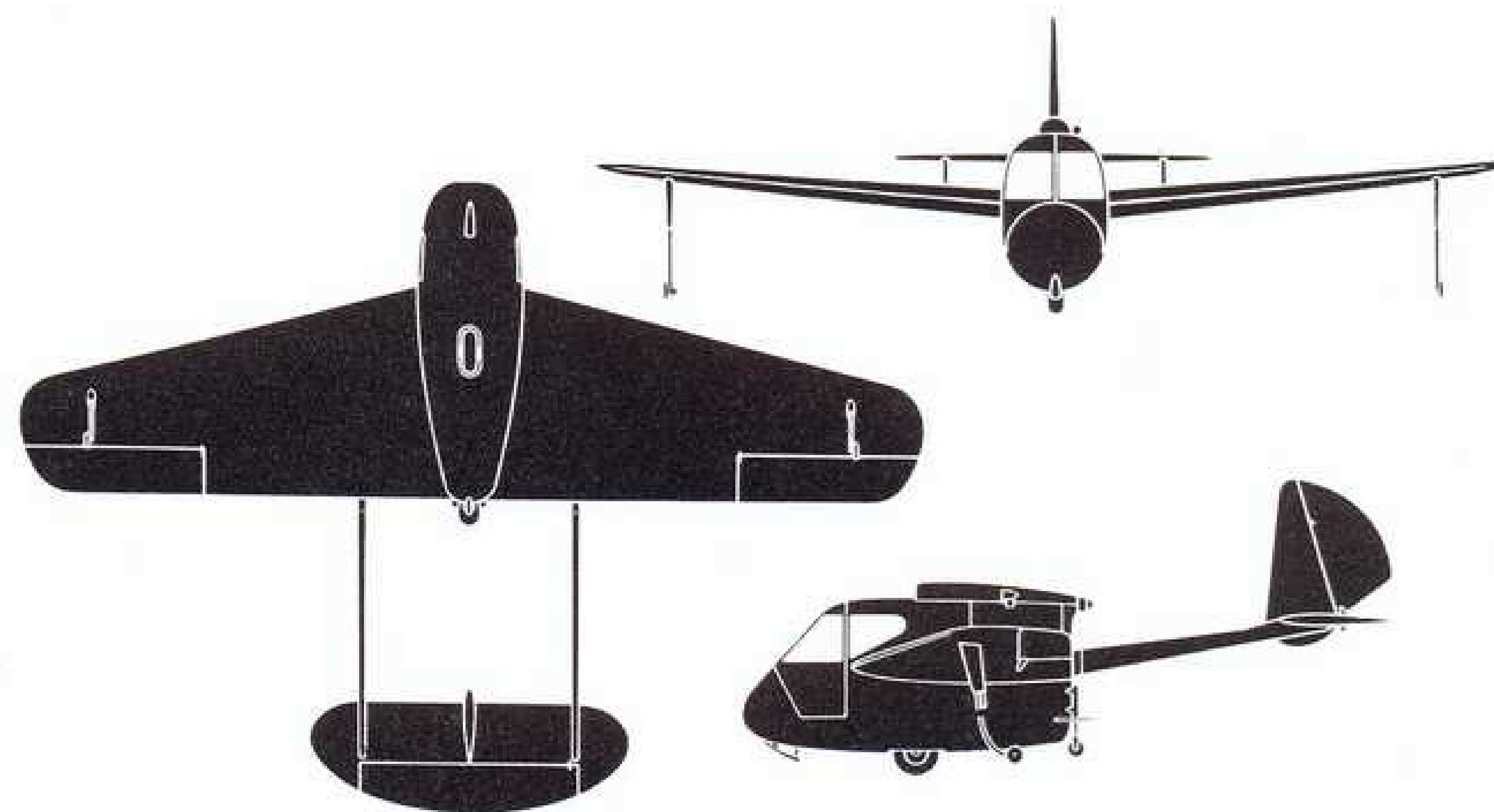
Con una góndola central que proporcionaba acomodo para dos personas lado a lado, tenía una configuración monoplana de implantación media; en la parte trasera de la góndola, un motor Walter Mikron movía una hélice propulsora, y las dos vigas de cola se unían detrás por medio de un plano de estabilización que sostenía en el centro la deriva, característica poco usual en aviones de este tipo. Además, las vigas de cola y el empenaje se plegaban hacia delante sobre la góndola de manera que, montado sobre un pequeño remolque, el avión podía ser transportado en un automóvil. Poco usual era también el tren de aterrizaje con una rueda central bajo la góndola, una pequeña rueda orientable en el extremo posterior de ésta, un patín de morro y dos ruedas de balancín en las puntas de las alas.

Variantes

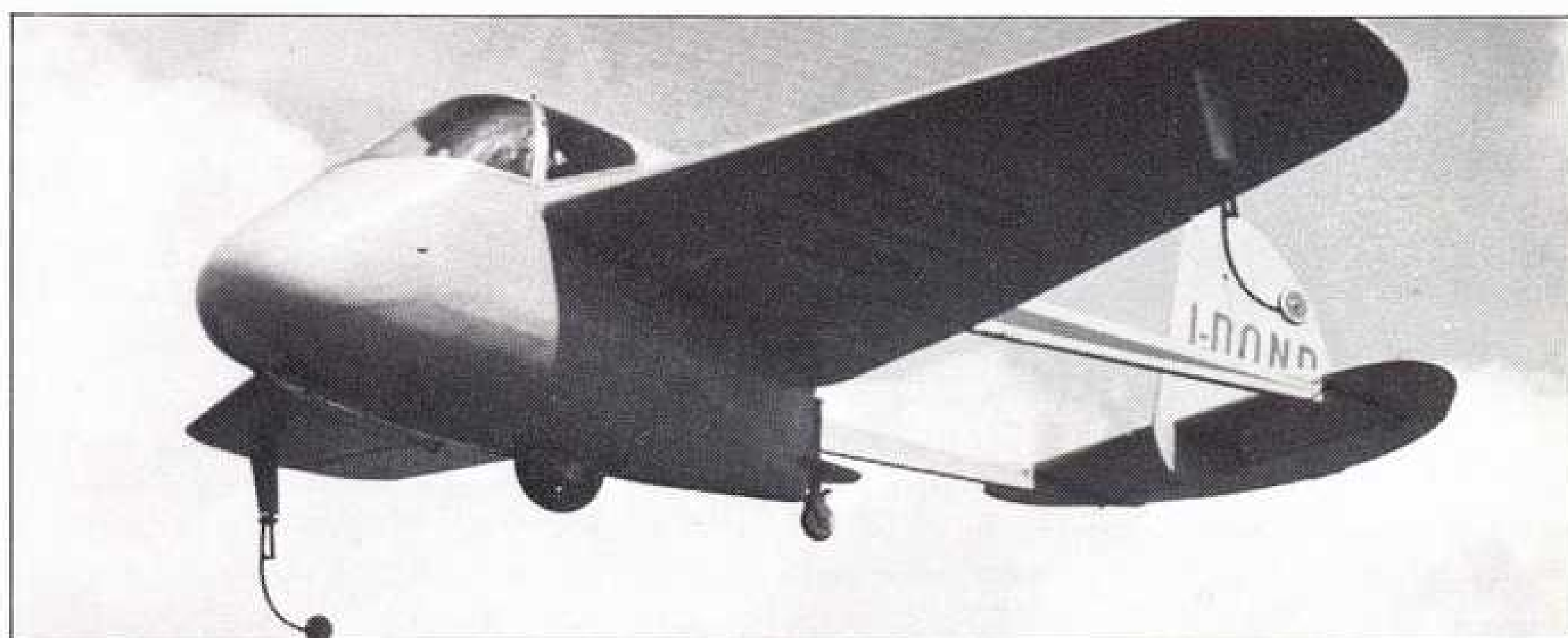
Alaparma AP.75 Baldo: similar al AP.65 excepto por la instalación de un motor de cuatro cilindros en línea Praga D, de 75 hp; velocidad máxima horizontal 217 km/h; velocidad de crucero 192 km/h, peso vacío 280 kg y máximo en despegue 490 kg
Mantelli AM-10: desarrollado en Argentina con motor Continental A-65 de 65 hp
Mantelli AM-11 Albatross: versión del anterior con motor Ambrosini P-25 en lugar del Continental

Especificaciones técnicas

Alaparma AP.65 Baldo
Tipo: monoplano ligero biplaza
Planta motriz: motor Walter Mikron III en línea invertido de 65 hp
Prestaciones: velocidad máxima horizontal 210 km/h; velocidad de crucero 185 km/h; techo de servicio 4 800 m; autonomía 660 km
Pesos: vacío 235 kg; máximo en despegue 445 kg
Dimensiones: envergadura 7,00 m; longitud 5,08 m; altura 1,45 m; superficie alar 8,50 m^2



Alaparma AP.75 Baldo.



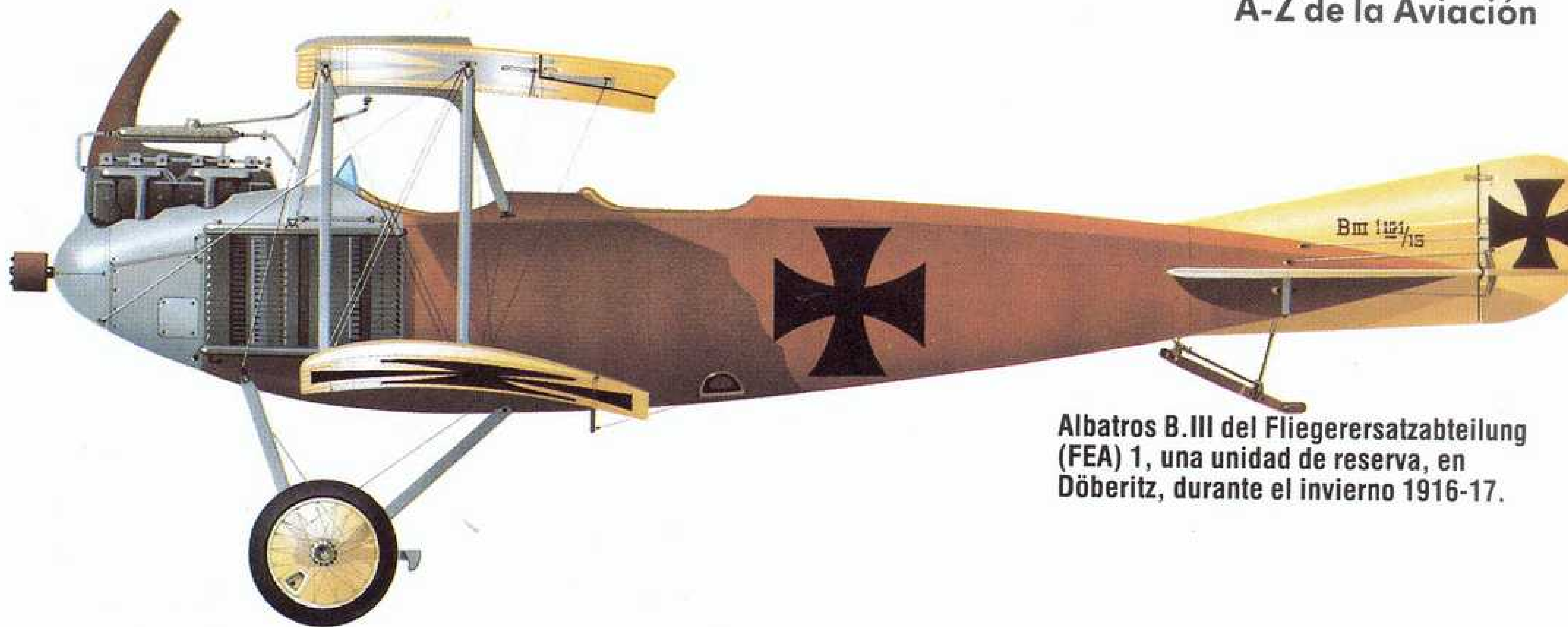
El Alaparma Baldo fue un diseño de posguerra con hélice impulsora y doble cola.

Albatros B.I, B.II

Historia y notas

La compañía Albatros Flugzeugwerke GmbH se estableció en Berlín-Johannisthal a finales de 1909. Los primeros diseños realizados incluían el monoplano Antoinette, construido bajo licencia francesa, y algunos biplanos de diseño propio. En 1913, la colaboración con Ernst Heinkel dio como resultado el desarrollo de un biplano biplaza mejorado; se trataba de una amplia estructura de tres secciones, propulsada por un solo motor. La experiencia adquirida gracias a este avión, denominado **Albatros B.I**, cuando entró en servicio al comienzo de la I Guerra Mundial, permitió la construcción de un modelo más avanzado, el **Albatros B.II**.

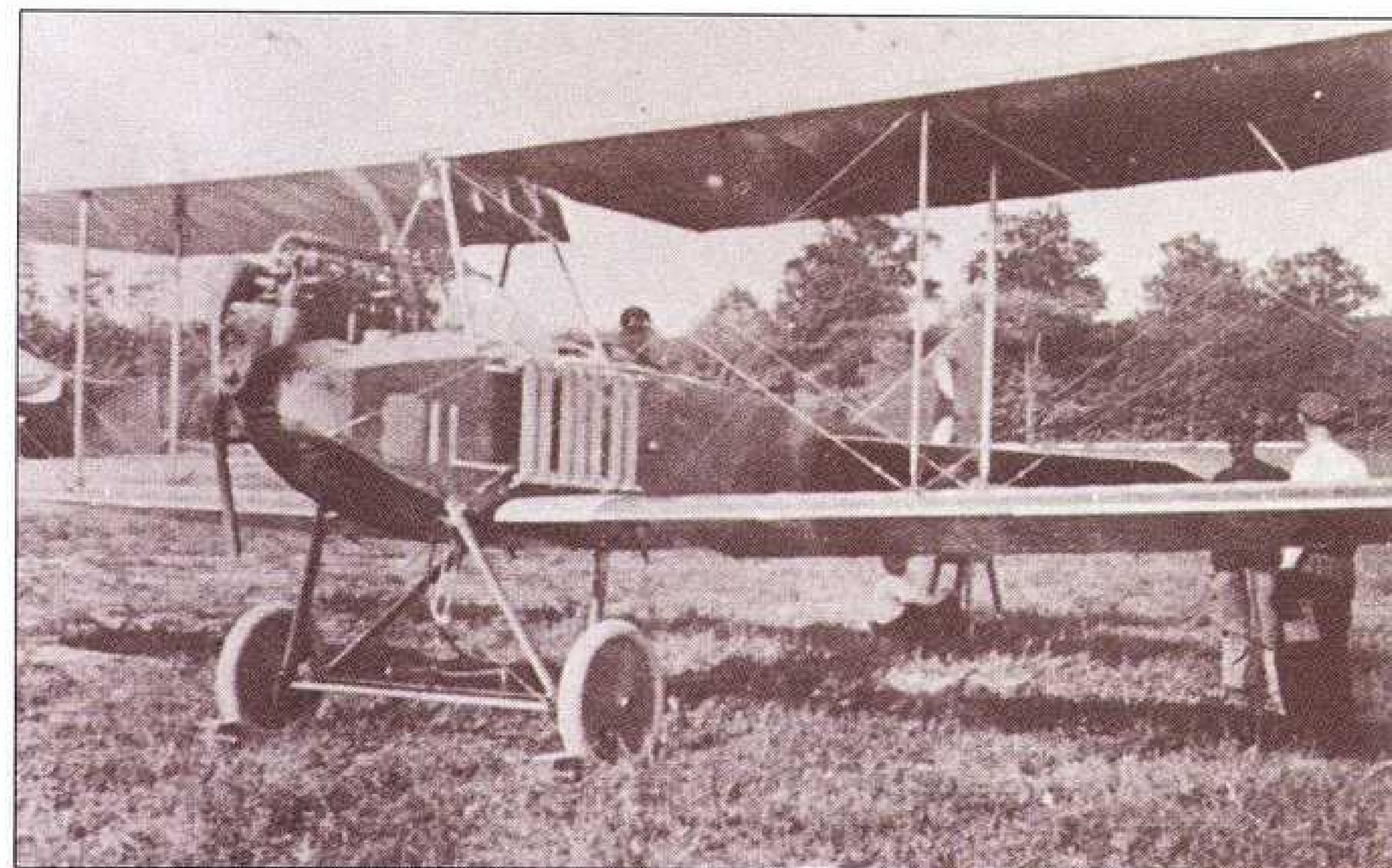
El B.II conquistó una reputación muy envidiable para la casa constructora, al tratarse de un avión robusto y seguro, dada la configuración adoptada en su construcción; las alas tenían largueros y costillas de madera, el fuselaje también era de madera e iba revestido de contrachapado del mismo material, y la cola estaba construida en tubo de acero soldado, con cubierta textil. El patín de aterrizaje de cola llevaba tirantes en forma de V, hechos de tubo de acero de sección aerodinámica, y un eje sobre el cual podía girar al ser arrastrado por el suelo. Para la propulsión del B.I y el B.II, se utilizaron motores de varios tipos cuyas potencias oscilaban de 100 a 120 hp; dichos motores iban montados semiexpuestos en el morro del fuselaje, y accionaban una hélice de tracción bipala. Se había previsto acomodo para el piloto y un observador en cabinas abiertas; el piloto iba sentado detrás, lugar habitual antes de que las consideraciones de armamento hicieran cambiar dicha disposición. Esto representaba que el observador se encontraba en la peor posición posible para poder llevar a cabo de forma satisfactoria su misión. A la entrada en servicio de aviones de reconocimiento con armas defensivas, los Albatros B.I y B.II fueron retirados de la primera línea; no obstante lo cual, siguieron cumpliendo un importante papel en funciones de comunicaciones y entrenamiento.



Albatros B.III del Fliegerersatzabteilung (FEA) 1, una unidad de reserva, en Döberitz, durante el invierno 1916-17.

Variantes

Albatros B.II: similar al B.I con excepción de las alas de dos secciones y envergadura desigual, y motores diferentes de los antes indicados: las plantas motrices utilizadas en este caso fueron un Benz Bz.II de 110 hp o un Mercedes D.II de 120 hp; peso en vacío 723 kg, peso máximo en despegue 1 071 kg, envergadura 12,80 m, superficie alar 40,12 m²
Albatros B.II-W: designación de un hidroavión basado en la versión B.II, del que se construyeron muy pocas unidades; también era conocido como **Albatros W.1**.
Albatros B.IIa: versión del B.II con una envergadura algo superior, estructura reforzada, longitud total reducida, radiador para refrigeración del motor mejorado, doble mando estándar y planta motriz constituida por un motor en línea Mercedes D.II o en algunos ejemplares un Argus As.II de 120 hp; velocidad máxima 120 km/h, techo de servicio 3 000 m, peso vacío 698 kg, peso máximo en despegue 1 078 kg, envergadura 12,96 m, longitud 7,63 m, superficie alar 40,64 m²
Albatros B.III: parecido al B.II, fue una variante de la que se construyeron unas pocas unidades en 1915; adoptó la característica cola del Albatros; motor Mercedes D.II de 120 hp, envergadura 11 m, longitud 7,80 m



El Albatros B.II era una versión mejorada del B.I con alas de diferente envergadura. Los Albatros de la serie B, como muchos otros aviones alemanes denominados con la misma letra, eran biplazas de cometidos generales; su principal defecto consistía en que el observador iba sentado delante del piloto, en un lugar en el que poco podía ver.

Especificaciones técnicas

Albatros B.I
Tipo: avión biplaza de reconocimiento
Planta motriz: un motor en línea Mercedes D.I de 100 hp, o un Mercedes D.II de 110 hp
Prestaciones: velocidad máxima 105 km/h; trepada a 800 m de altura en 10 min; autonomía 4 h aproximadamente
Pesos: vacío 747 kg; máximo en despegue 1 080 kg
Dimensiones: envergadura 14,50 m; longitud 8,57 m; altura 3,15 m

---

Albatros C.I

Historia y notas

Al disponer de motores más potentes, en 1915 la compañía Albatros se dedicó a desarrollar un avión de cometidos generales, que lograra mejores prestaciones que los B.I y B.II. Los aviones de la serie B se habían mostrado muy eficaces en el campo militar, por cuyo motivo se conservó la misma configuración general y los mismos métodos constructivos, teniendo en cuenta que, al disponer de mayor potencia, la nueva versión podría trabajar con pesos superiores.

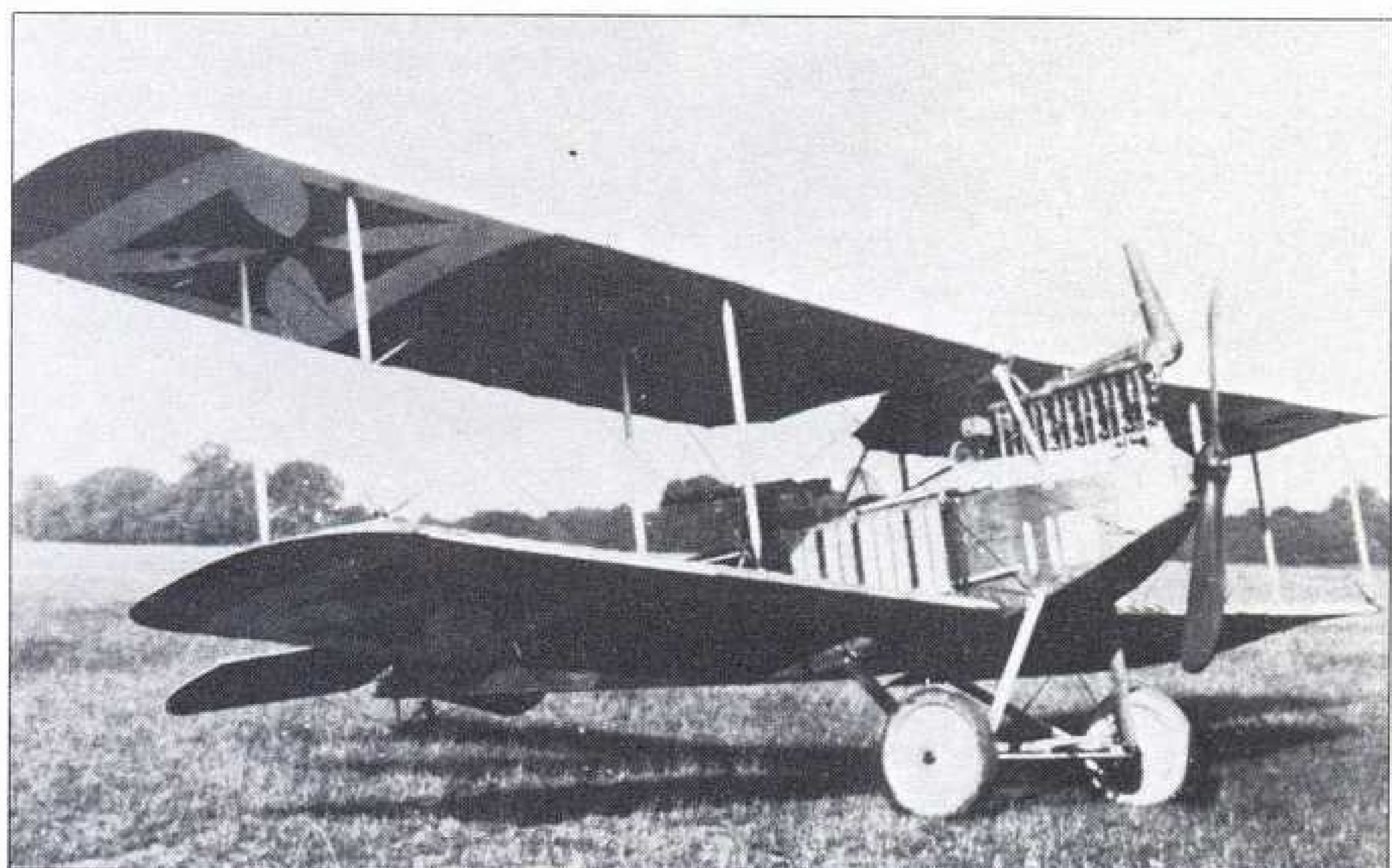
Si bien se hicieron muy pocos cambios en la configuración general del **Albatros C.I**, se aprovechó el nuevo diseño para incorporar algunos refinamientos. De acuerdo con la creciente convicción de que el armamento defensivo se había convertido en algo esencial, se invirtió la disposición de los asientos, colocando al observador en la cabina posterior y proveyéndole de una ametralladora montada en un soporte móvil. No todos los aviadores alemanes estaban conformes en considerar esta arma puramente defensiva, y aprovecharon a fondo la mejora de las prestaciones del C.I., que les permitía conducir el aparato de manera que el observador pudiera abrir fuego directo de ametralladora contra los aviones enemigos.

Una interesante característica, a pesar de ofrecer una cierta resistencia al avance, fue la disposición de los radiadores del motor en los costados del fuselaje. Estos radiadores, instalados en algunas unidades, permitían aumentar o reducir la refrigeración del motor, según la estación del año y la temperatura reinante en el lugar de la acción.

Los C.I entraron en servicio, tanto en el frente oriental como en el occidental, al final del verano de 1915 y adquirieron una alta reputación entre los pilotos, demostrando que no sólo eran fiables, sino que sus prestaciones eran superiores a las de otros aviones operacionales. Las demandas fueron tan elevadas que la fabricación tuvo que subcontratarse a tres compañías alemanas; incluso llegaron a construirse algunas unidades en la Österreichische Flugzeug-Fabrik, AG (OFFAG) en Austria.

Variantes

Albatros C.I-V: designación de un avión monoplaza experimental, con el fuselaje del C.I y motor Benz Bz.III, fabricado con objeto de probar una nueva ala de sección profunda
Albatros C.Ia: similar al C.I, en esta variante se sustituyeron los radiadores de los costados del fuselaje por un solo radiador colocado en la sección central del borde de ataque del ala superior; se construyeron relativamente pocas unidades
Albatros C.Ib: designación de una versión de entrenamiento provista de doble mando, identificable por un escape modificado, que evacuaba los



La disponibilidad de motores de mayor potencia coincidió con la aparición, exigida por las nuevas técnicas de la guerra aérea, de un nuevo concepto táctico: el avión de reconocimiento armado. El Albatros C.I fue una de las realizaciones más felices surgidas de esta doble circunstancia, y un jalón decisivo en el avance hacia la aparición del avión de caza.

gases por estribor en lugar de hacerlo verticalmente; fue construido bajo contrata por la Mercur Fleugzeugbau GmbH, a partir de 1917, e iba provisto de un motor Mercedes D.III; trepada hasta 1 000 m en 6 min, autonomía 2 h 15 min, peso en vacío 839 kg, peso máximo en despegue 1 154 kg, envergadura 13,00 m, superficie alar 42,00 m

Especificaciones técnicas

Albatros C.I
Tipo: avión biplaza de cometidos generales
Planta motriz: un motor en línea Argus As.III de 180 hp, o un Benz Bz.III de 150 hp, o un Mercedes D.III de 160 hp
Prestaciones: velocidad máxima 140 km/h; trepada hasta 1 000 m en 9 min 45 seg; autonomía 2 h 30 min
Pesos: vacío 875 kg; máximo en despegue 1 190 kg
Dimensiones: envergadura 12,90 m; longitud 7,85 m; altura 3,14 m; superficie alar 40,40 m^2
Armamento: una ametralladora Parabellum de 7,92 mm, montada en un soporte móvil situado en la cabina posterior

Albatros C.II

Historia y notas

Existen muy pocos datos del **Albatros C.II,** que se utilizó muy poco. Conservaba las alas y el sistema de aterrizaje del C.I, pero el fuselaje convencional fue sustituido por una barquilla corta con un motor Benz Bz.III de 150 hp colocado en la parte posterior, que accionaba una hélice impulsora bipala. Los dos tripulantes iban en cabinas abiertas situadas en el extremo anterior de la barquilla; el observador-ametrallador en la de proa y el piloto en la posterior. La cola, sustentada por una estructura ligera y abierta, llevaba una deriva y timón de dirección convencionales, con el empenaje y timones de profundidad montados en las superficies verticales. Por la particular foma de su cola, el C.II fue conocido con el sobrenombre **Gitterschwanz** (cola de reja).

Albatros C.III

Historia y notas

El **Albatros C.III** fue el avión biplaza construido en mayor número por la compañía; su configuración era similar a la del C.I, modelo del que fue desarrollado, con la diferencia de tener casi la misma envergadura los dos planos de las alas; la característica más notable, sin embargo, era el nuevo diseño de la cola. En lugar de la forma angular del empenaje y timones de profundidad y dirección que presentaban los aviones anteriores, en el nuevo modelo se adoptaron superficies de contorno redondeado; dichas formas señalaron la fase intermedia hacia la configuración del empenaje que llegó a ser característica de los modelos producidos por Albatros hacia el final de la guerra.

A finales de 1916, los C.III entraron en servicio en el frente occidental y pronto se descubrió que se les podía acoplar una ametralladora frontal de fuego sincronizado y añadir así una nueva arma a la que el observador-ametrallador ya manejaba en la parte posterior, sin grandes pérdidas en sus prestaciones. Fue uno de los primeros aviones alemanes de la serie C armado del modo descrito, y representó un paso adelante hacia la introducción del avión de caza. Otra notable característica de la capacidad de ataque de este avión era su posibilidad de transportar una pequeña carga de bombas en una bodega situada entre ambas cabinas; si bien, por la imposibilidad de precisar la puntería con ellas, las bombas significaban más una molestia para el enemigo que una verdadera capacidad táctica.

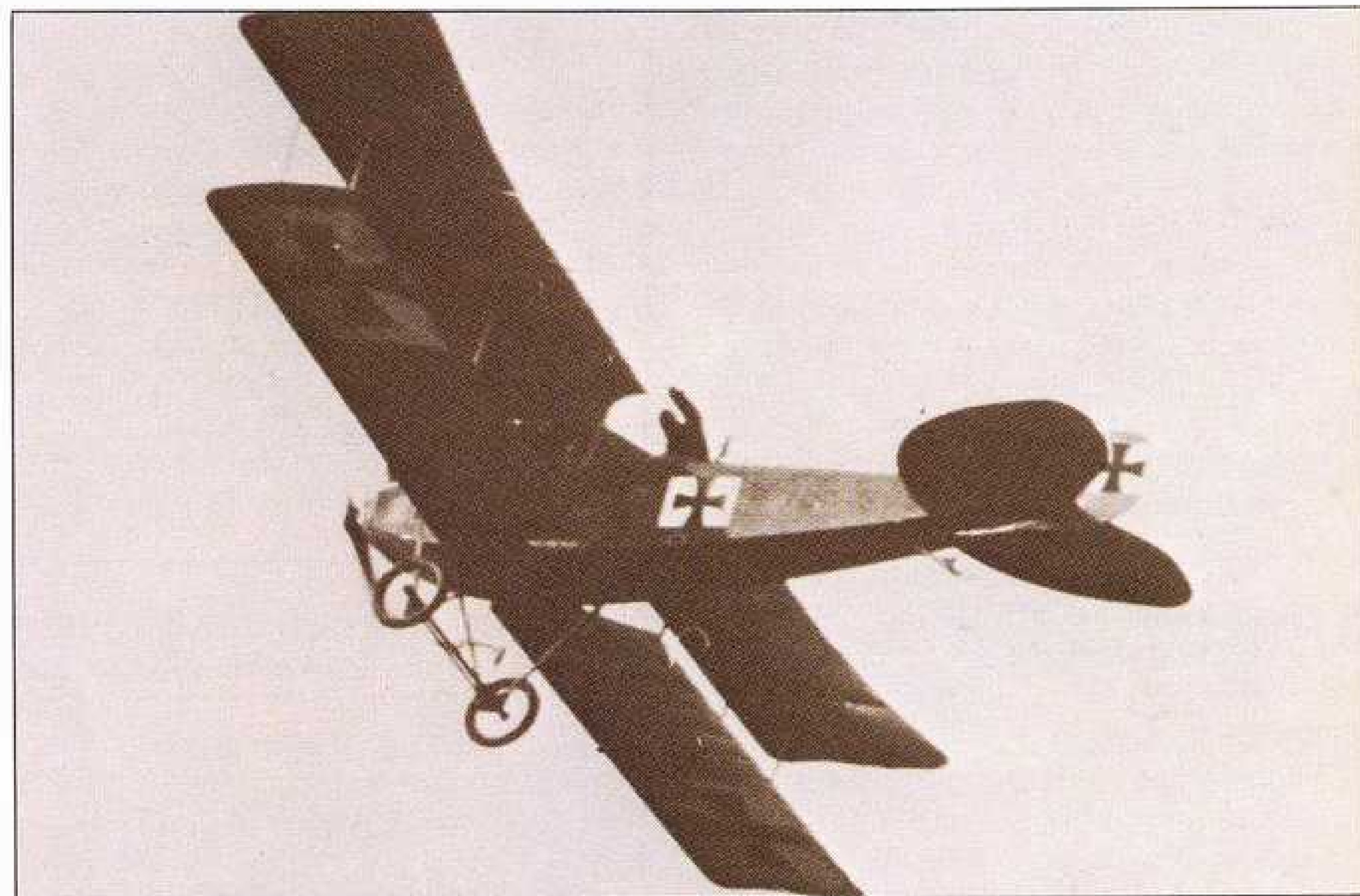
El C.III también se construyó bajo licencia por las compañías Ostdeutsche Albatros Werke, Deutsche Flugzeugwerke AG (DFW), Hanseatische Flugzeugwerke (Hansa), Linke-Hofman Werke, Luft Verkehrs Gesellschaft (LVG) y Siemens-Schuckert Werke.



Albatros C.III pilotado por el subteniente Bruno Maass, del Fliegerabteilung 14, que combatió en el frente oriental, contra Rusia, en enero de 1916.

Especificaciones técnicas

Tipos: avión biplaza de cometidos generales.
Planta motriz: un motor en línea Benz Bz. III de 150 hp, o un Mercedes D.III de 160 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 140 km/h; tiempo de ascensión inicial hasta 1 000 m de altitud 9 min; techo de servicio 3 350 m; autonomía 4 horas
Pesos: vacío 851 kg; máximo en despegue 1 353 kg
Dimensiones: envergadura 11,69 m; longitud 8,00 m; altura con motor Benz 3,07 m, con motor Mercedes 3,10 m; superficie alar 36,91 m^2
Armamento: una ametralladora Parabellum de 7,92 mm, montada en un soporte móvil en la cabina posterior, y una ametralladora LMG 08/15 de 7,92 mm fija de fuego frontal, más una pequeña carga de bombas

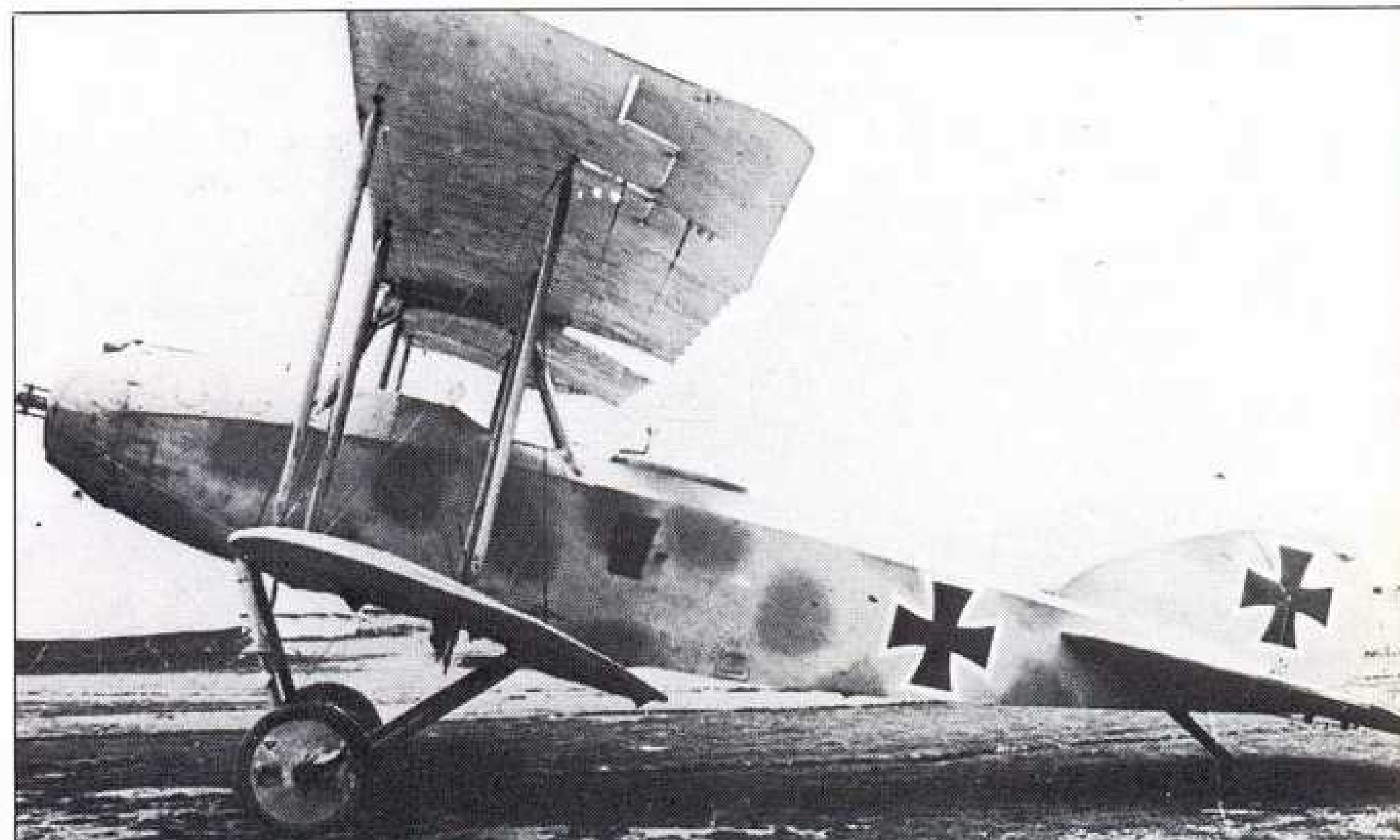


El Albatros C.III fue el biplaza de la serie C que alcanzó mayores cifras de producción. Entró en servicio en el otoño de 1916 y tenía el inconveniente de que su motor angular ofrecía una importante resistencia al avance.

Albatros C.V

Historia y notas

Continuando el desarrollo de su serie de aviones biplazas de cometidos generales, Albatros vio las posibilidades de utilizar el nuevo y más potente motor Mercedes D.IV para construir un sucesor más potente del C.III. No obstante, esto significaba un paso más ambicioso que el que representó el cambio del C.I al C.III, dado que el nuevo motor tenía ocho cilindros en línea en lugar de los seis anteriores y, en consecuencia, era más grande y pesado que el D.III. La adición de un mecanismo de reducción aumentó su longitud y su peso, pero el desplazamiento de la hélice facilitó la instalación del motor. Se prolongó el cubo de la hélice bipala, con lo que se dio un aspecto más moderno y aerodinámico al nuevo **Albatros C.V**, cuyas líneas únicamente se veían afectadas por los radiadores, denominados «de oreja» por estar situados en los costados del avión, justo delante de las alas. La estructura era algo distinta a la del C.III; además de aumentar la envergadura de las alas, se cambió la forma de la deriva y se introdujo un timón compensado, con lo cual se consiguió lo que podríamos denominar cola definitiva del Albatros.



Con notables mejoras aerodinámicas respecto de sus predecesores, el Albatros C.V pudo haber sido una valiosa arma de haber dispuesto de una planta motriz más fiable.

Cuando el C.V entró en servicio en 1916, los controles revelaron una serie de problemas graves: los radiadores «de oreja» resultaban inadecuados para refrigerar el motor, y el nuevo motor no resultaba fiable. Para superar estas dificultades, se orientaron los esfuerzos a la mejora de las características de vuelo: se incorporó una nueva ala inferior, conjuntamente con alerones compensados, timones de profundidad y otras mejoras; además se adoptó un nuevo radiador montado en el centro del plano superior, en sustitución de los radiadores «de oreja». La versión primitiva y la posterior se denominaron respectivamente **C.V/16** (de 1916) y **C.V/17**. Se conservó el mismo motor y los continuos problemas que ofrecía el defectuoso cigüeñal motivaron la decisión de dar por concluida la fabricación del C.V. En total se construyeron 424.

Variante

Albatros C.V Experimental: designación dada a un único ejemplar de C.V/16 en el que se sustituyeron los puntales interalares por vigas anchas en forma de I, a efectos de evaluación

Especificaciones técnicas

Tipo: avión biplaza de cometidos generales
Planta motriz: un motor en línea Mercedes D.IV de 220 hp
Prestaciones: velocidad máxima 170 km/h; trepada hasta 1 000 m en 8 min; autonomía 3 horas 15 minutos
Pesos: vacío 1 069 kg; máximo en despegue 1 585 kg
Dimensiones: envergadura, C.V/16 12,87 m, C.V/17 12,62 m; longitud 8,95 m; altura 4,50 m; superficie alar 43,40 m^2
Armamento: una ametralladora fija LMG 08/15 de 7,92 mm de fuego frontal y otra ametralladora Parabellum de 7,92 mm montada en un soporte móvil situado en la cabina posterior

Albatros C.VII

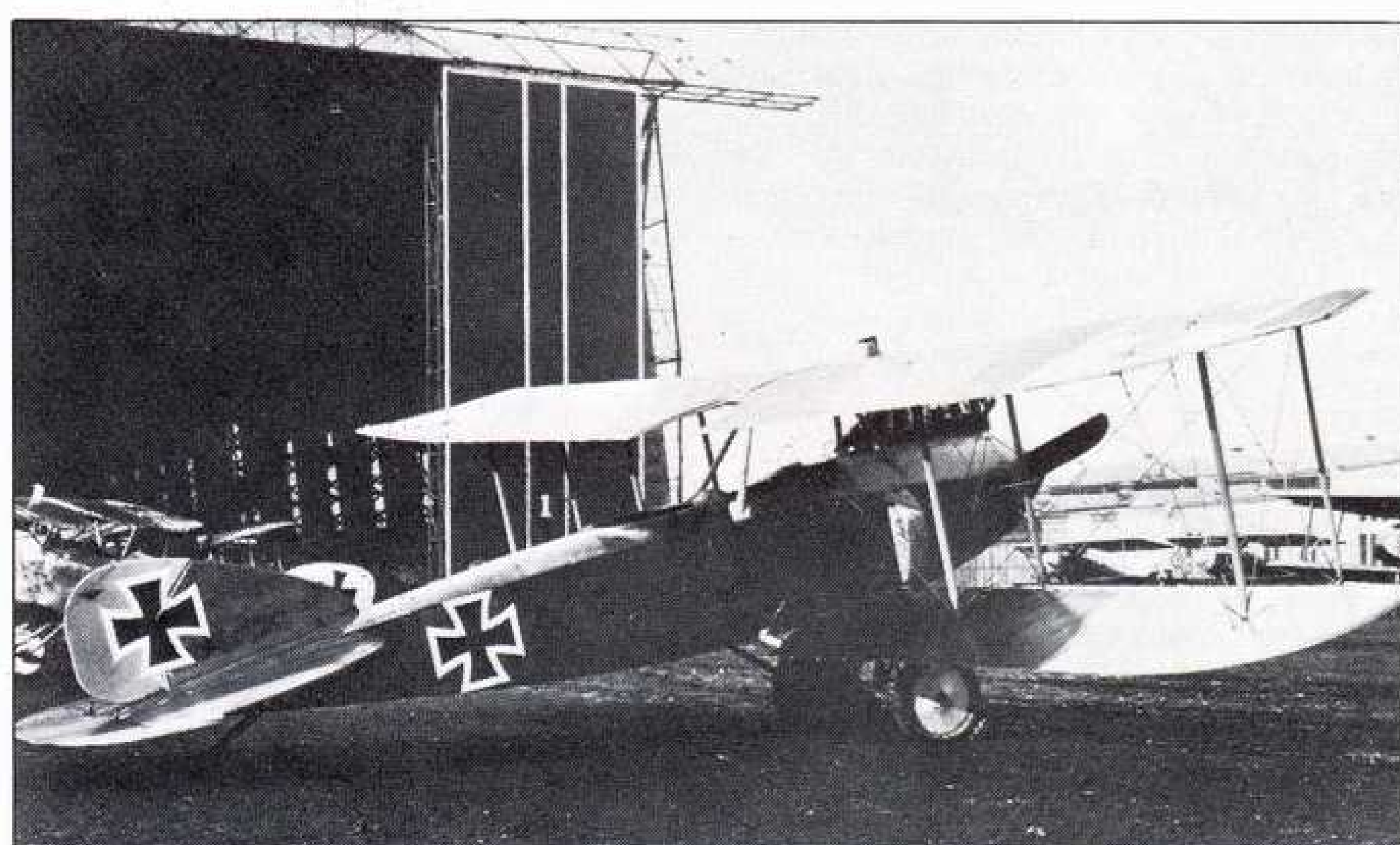
Historia y notas

La inminente retirada del servicio del C.V como consecuencia de su inadecuado motor hizo que la compañía Albatros dirigiera sus esfuerzos a conseguir un sustituto provisional, en espera de que el nuevo avión C.X, de mayor potencia, estuviera disponible. Este modelo intermedio utilizó la estructura de C.V/16 en combinación con el motor Benz Bz.IV, ya evaluado y enteramente fiable. La instalación de la nueva planta motriz no fue tarea fácil, puesto que la menor longitud del motor de seis cilindros obligó a notables modificaciones del diseño, a fin de acortar el fuselaje para adaptarlo al nuevo motor. Se volvieron a utilizar radiadores «de oreja», pero el **Albatros C.VII** se distinguía fácilmente de su predecesor C.V/16 porque el bloque de los cilindros del motor sobresalía del capó. Otra característica de identificación del nuevo avión, sobre todo para los buenos observadores, era el mantenimiento del ala superior del C.V/17 en conjunción con el ala inferior del C.V/16.

Aunque, por la descripción, el modelo puede parecer un híbrido de circunstancias, cuando entró en servicio a finales de 1916 demostró ser eficaz y se hizo enormemente popular. A lo largo del año 1917 se mantuvo en servicio activo un número que oscilaba entre los 300 y 400 ejemplares C.VII.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión biplaza de cometidos generales
Planta motriz: un motor en línea Benz Bz. IV de 200 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 170 km/h; velocidad de ascensión inicial hasta 1 000 m de altitud 8 min; techo de servicio 5 000 m; autonomía 3 horas 20 minutos
Pesos: vacío 989 kg; máximo en despegue 1 550 kg
Dimensiones: envergadura 12,62 m; longitud 8,70 m; altura 3,60 m; superficie alar 43,40 m^2
Armamento: una ametralladora fija LMG 08/15 de 7,92 mm de fuego frontal y otra ametralladora Parabellum de 7,92 mm en la cabina posterior, más una carga de 91 kg de bombas



La línea estilizada que el Albatros C.VII heredó del C.V. sólo se quiebra por el abultamiento de los cilindros del motor. Pese a la disminución de potencia, el C.VII obtuvo buenas prestaciones.

Albatros C.X

Historia y notas

El **Albatros C.X** es el último de los aviones de tipo C que conserva la configuración básica y la construcción de las series precedentes; el tipo C.XII, que apareció más tarde, introdujo varias ideas nuevas. Las modificaciones realizadas en el C.X iban dirigidas a incorporar el motor Mercedes D.IVa, de mayor potencia, y a adaptar al nuevo motor la estructura del aparato, para aprovechar mejor la potencia adicional. Para poder operar a mayor altura se amplió la envergadura de las alas, y se incorporaron alerones tanto en el plano inferior como en el superior a fin de mejorar el control del avión. Se instaló un radiador en el plano superior, similar al del C.V/17; además, se aprovechó el aumento de las dimensiones del fuselaje para incorporar un sistema de oxígeno utilizable por el piloto en vuelos a grandes alturas, así como una excelente instalación de radio. La cola y el tren de aterrizaje eran los característicos de la serie, similares a los del modelo C.V. el C.X. entró en servicio en el curso de 1917; hacia el otoño de ese mismo año se contabilizaban en activo en número ligeramente superior a las 300 unidades.

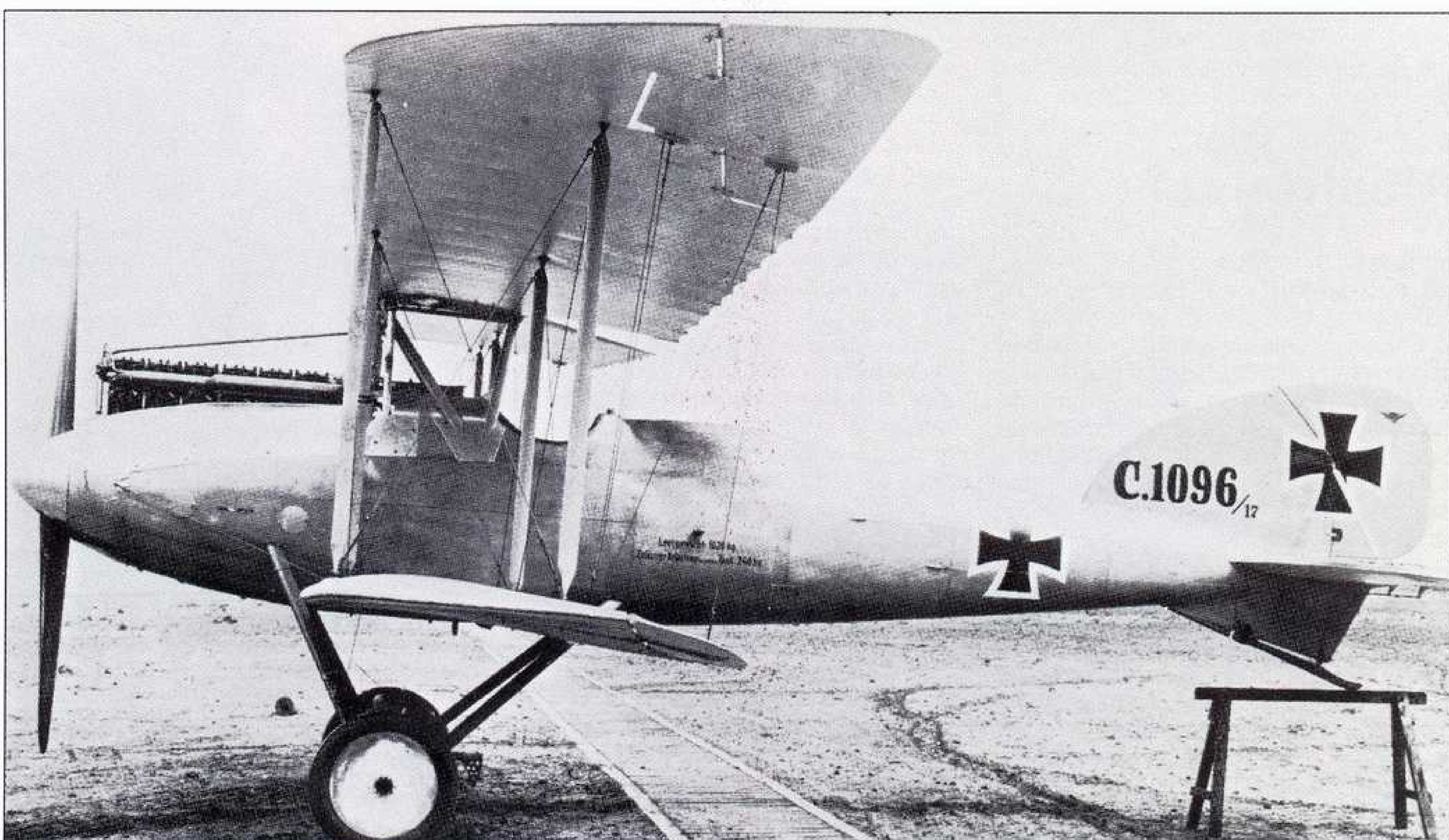
Especificaciones técnicas

Tipo: avión biplaza de cometidos generales
Planta motriz: un motor en línea Mercedes D.IVa de 260 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 175 km/h; velocidad de ascensión inicial hasta 1 000 m de altitud 5 min; techo de servicio 5 000 m; autonomía 3 horas 25 minutos
Pesos: vacío 1 050 kg; máximo en despegue 1 668 kg
Dimensiones: envergadura 14,36 m; longitud 9,15 m; altura 3,40 m; superficie alar 42,70 m^2
Armamento: una ametralladora fija LMG 08/15 de 7,92 mm de fuego frontal y otra ametralladora Parabellum de 7,92 mm montada en un soporte móvil en la cabina posterior, más una carga adicional de bombas hasta un máximo de 90 kg aproximadamente

Albatros C.XII

Historia y notas

El **Albatros C.XII**, diseñado para sustituir al C.X, era un avión biplaza de reconocimiento y cometidos generales; fue el primero de la serie C que introdujo cambios significativos, al incorporar un fuselaje de sección elíptica de características similares al desarrollado por la compañía para los monoplazas de caza. Las líneas del fuselaje se mejoraron gracias a la adopción del gran cubo de la hélice del C.V. Los cambios en la cola consistieron en una notable reducción de la superficie del empenaje y la inclusión de una aleta ventral de forma triangular, en la que se montó el patín de cola.



Las dificultades del arma aérea alemana desde 1917 hasta el final de la guerra son achacables en buena parte a la amplia utilización del Albatros C.XII, que no representaba ningún avance real, ni en prestaciones ni en armamento, respecto de los anteriores modelos de la serie C.

En otros aspectos, el C.XII era parecido al C.X, ya que conservó las alas, el tren de aterrizaje y el motor de este último con ligeros cambios.

No obstante la adopción del nuevo fuselaje, no se dio prácticamente ninguna mejora en las prestaciones en relación con el C.X, muy probablemente debido al ineficaz diseño del ala. El C.XII entró en servicio a finales de 1917 y fue utilizado muy ampliamente hasta el final de la guerra.

Especificaciones técnicas
Tipo: avión biplaza de reconocimiento y cometidos generales
Planta motriz: un motor en línea Mercedes D.IV de 260 hp
Prestaciones: velocidad máxima 175 km/h; trepada hasta 1 000 m en 5 min; techo de servicio 5 000 m; autonomía 3 h 15 min
Pesos: vacío 1 021 kg; máximo en despegue 1 639 kg
Dimensiones: envergadura 14,37 m; longitud 8,85 m; altura 3,25 m; superficie alar 42,70 m^2
Armamento: una ametralladora fija LMG 08/15 de 7,92 mm de fuego frontal en la cabina del piloto, y una segunda ametralladora Parabellum de 7,92 mm montada sobre soporte móvil en la cabina posterior, más una pequeña carga de bombas que se transportaban en soportes externos

Albatros C.XV

Historia y notas
El último de los aviones de la serie C que construyó la compañía, el **Albatros C.XV**, apareció demasiado tarde para participar activamente en la guerra. Aunque su configuración general era similar a la de sus predecesores, representó la vuelta a la concepción de un avión biplaza más pequeño, de construcción más ligera y con alas escalonadas. Se realizó una serie de modificaciones de diseño tomando como punto de partida un prototipo denominado C.XIV del que se fabricó una sola unidad, y que se diferenciaba de anteriores modelos de la misma serie en los alerones, en la forma más angular que semicircular del borde de ataque del ala, y en las dimensiones algo mayores. La conclusión del armisticio detuvo la producción del C.XV, cuando sólo se habían construido unas pocas unidades.

Variante
Albatros C.XIV: prototipo único a partir del cual se desarrolló la producción del C.XV; envergadura 10,40 m, longitud 6,90 m

Especificaciones técnicas
Albatros C.XV
Tipo: avión biplaza de reconocimiento y cometidos generales
Planta motriz: un motor en línea Benz Bz. IVa de 220 hp
Prestaciones: velocidad máxima 165 km/h; trepada hasta 1 000 m en 3 min 25 seg; techo de servicio 6 000 m; autonomía 3 h
Pesos: vacío 859 kg; máximo en despegue 1 320 kg
Dimensiones: envergadura 11,80 m; longitud 7,47 m; altura 3,33 m
Armamento: una ametralladora LMG 08/15 de 7,92 mm de fuego frontal en la cabina del piloto y una segunda ametralladora Parabellum de 7,92 mm montada sobre soporte móvil en la cabina posterior

Albatros D.I

Historia y notas
No pasó mucho tiempo desde el inicio de la I Guerra Mundial hasta que los aviones de reconocimiento y cometidos generales fueron equipados con armamento defensivo. Pronto las armas se utilizaron con fines ofensivos y, de ese modo, casi se completó la evolución hacia el avión de caza. Alemania logró pronto una ventaja adicional gracias al caza Fokker E, que llevaba una ametralladora frontal sincronizada; desde el otoño de 1915 y a lo largo de seis meses, este avión jugó un papel tan primordial y dominante, que ese periodo fue conocido como el «azote del Fokker». Los aviones de Havilland y Nieuport inclinaron luego la balanza a favor de los aliados, hasta que apareció el **Albatros D.I**, cuyo papel fue fundamental para que, a comienzos de 1917, Alemania recuperara la primacía en el aire en el frente de batalla occidental.

El D.I, diseñado por Robert Thelen y sus ayudantes Gnaeding y Schubert, hizo sus primeras pruebas como prototipo a comienzos del mes de agosto de 1916. Utilizaba los mismos métodos constructivos básicos que se habían establecido para la serie C, y el sistema de aterrizaje y la cola eran similares a los del C.X, más la característica aleta ventral del C.XII. La planta era parecida a la del C.V, pero la estructura alar constaba de una única sección y los planos tenían menor envergadura.

El fuselaje era totalmente nuevo, no sólo por tener una única cabina abierta, sino por su aerodinámica forma elíptica, que suponía una transición entre la estructura poligonal de la serie C (salvo los últimos modelos) y una auténtica estructura monocoque, cuya construcción resultaba aún excesivamente costosa.

La planta motriz consistía en un motor Benz Bz.III o en un Mercedes D.III, que accionaban una hélice bipala rematada por un enorme cubo. En aquel tiempo fueron los motores más potentes instalados en un caza. No sólo proporcionaban excelentes prestaciones en altura, sino que permitieron la instalación de dos ametralladoras sincronizadas a bordo del D.I. Toda esta serie de factores convirtieron al nuevo avión Albatros en un caza singularmente valioso, con gran velocidad ascensional y poder de fuego. Los D.I fueron pilotados por muchos ases alemanes, entre ellos los famosos Oswald Boelcke y Manfred von Richthofen; y devolvieron por algún tiempo a los ejércitos alemanes la supremacía en el aire.

Variante
Albatros D.II: como el campo visual del piloto de los D.I quedaba entorpecido por el plano superior, se resituó éste más cerca del fuselaje, de modo que el piloto pudiera ver por encima; el avión resultante se denominó D.II. Todos los D.II llevaban un motor Mercedes D.III y, en versiones posteriores, sustituyeron los radiadores laterales «de oreja» por otro instalado en el centro del ala superior; las características diferentes de las especificadas para el D.I consistían en una velocidad de ascensión inicial hasta 1 000 m en 5 min, peso en vacío 637 kg, peso máximo en despegue 888 kg, altura 2,64 m



El Albatros D.II puede ser considerado como la principal variante dentro de los cazas producidos por Albatros. La potencia disponible permitía cargar dos ametralladoras en vez de una.

Especificaciones técnicas
Albatros D.I
Tipo: avión monoplaza de caza
Planta motriz: un motor en línea Benz Bz.III de 150 hp, o un Mercedes D.III de 160 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 175 km/h; velocidad de ascensión inicial hasta 1 000 m de altitud 6 min; techo de servicio 5 200 m; autonomía 1 hora 30 minutos
Pesos: vacío 647 kg; máximo en despegue 898 kg
Dimensiones: envergadura 8,50 m; longitud 7,40 m; altura 2,95 m; superficie alar 22,90 m^2
Armamento: dos ametralladoras fijas LMG 08/15 de 7,92 mm, de fuego frontal

Albatros D.III

Historia y notas
Mientras el D.II todavía se hallaba en fabricación, Robert Thelen comenzó el diseño de una nueva versión, con el objetivo de mejorar la manejabilidad. Para ello modificó la configuración de las alas, incluyendo una cuerda más estrecha, un aumento de envergadura y cambio de inclinación del ala superior, la supresión del decalaje y la introducción de puntales en V para proporcionar mayor rigidez. Mientras este avión estuvo en fabricación, la potencia del motor pasó de 170 a 175 hp gracias al aumento de la relación de compresión, y el radiador del centro del ala superior se desplazó hacia estribor. Este cambio de posición del radiador fue el resultado de la experiencia obtenida en una serie de combates en los que muchos pilotos perdieron la vida como consecuencia del chorro de agua hirviendo que se proyectaba contra su rostro, por efecto de la misma corriente producida por la marcha del avión, cuando una bala o metralla perforaba el radiador situado justo sobre su cabeza.

Los D.III entraron en servicio en los primeros meses de 1917 y no tardaron en hacer acto de presencia en el campo de batalla, donde conservaron su superioridad hasta que, a finales de 1917, la aviación aliada volvió a dominar en el aire, gracias a los S.E.5 y Sopwith Camel; en ese periodo había en servicio cerca de 500 D.III.



Especificaciones técnicas
Tipo: avión monoplaza de caza
Planta motriz: un motor en línea Mercedes D.IIIa de 170/175 hp
Prestaciones: velocidad máxima 175 km/h a 1 000 m; trepada hasta 1 000 m en 4 min; techo de servicio 5 500 m; autonomía 2 h
Pesos: vacío 661 kg; máximo en despegue 886 kg
Dimensiones: envergadura 9,05 m; longitud 7,33 m; altura 2,98 m; superficie alar 20,50 m^2
Armamento: dos ametralladoras fijas LMG 08/15 de 7,92 mm, de fuego frontal

El Albatros D.III aportó una mayor manejabilidad a los cazas de la serie D, aunque la soldadura de los puntales interalares con el plano inferior no era lo bastante sólida para prevenir sacudidas e incluso desprendimientos estructurales de las alas.

Albatros D.V y D.Va

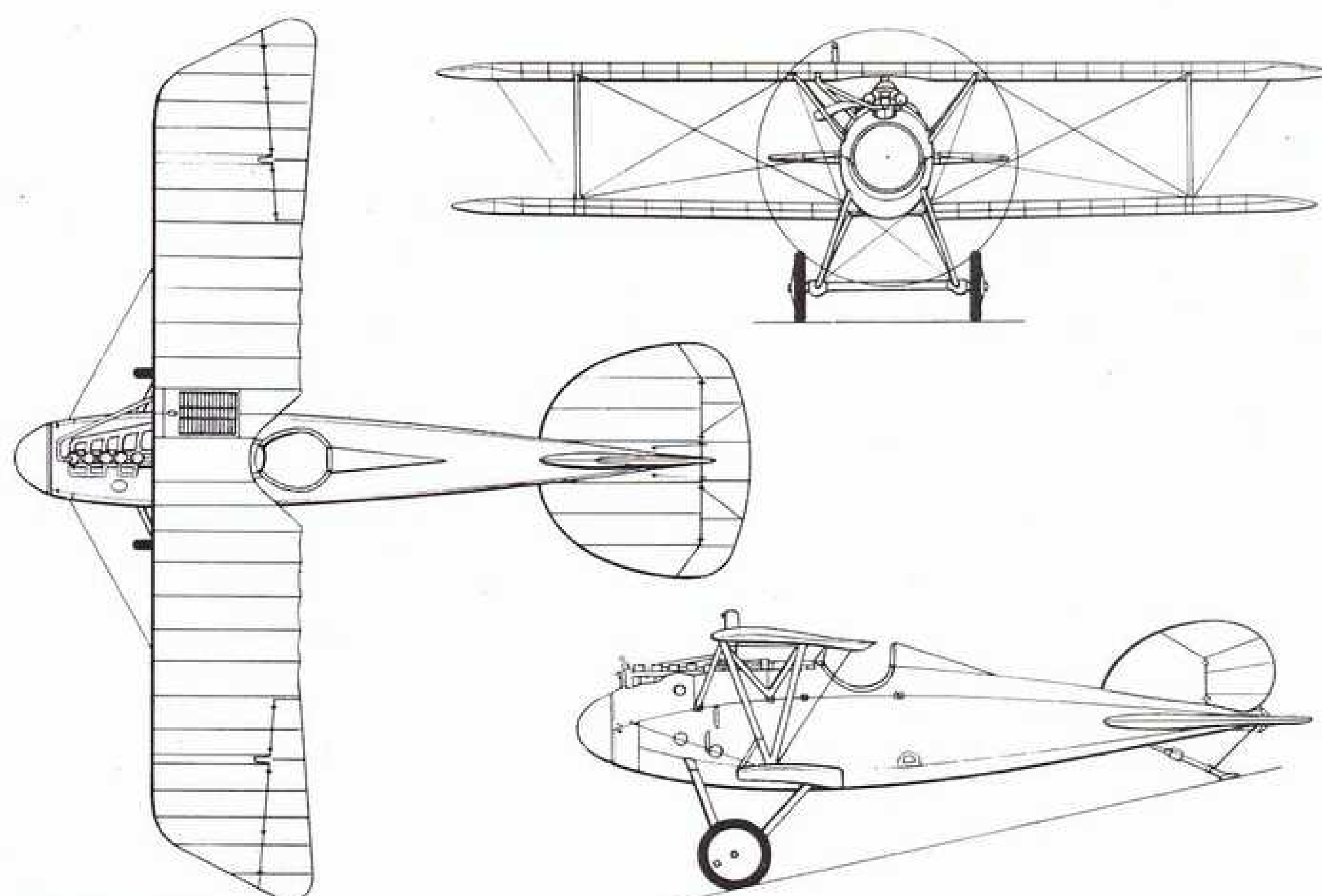
Historia y notas

Al objeto de contrarrestar la creciente superioridad de los cazas aliados, Albatros inició en 1917 el desarrollo de una versión mejorada del D.III. El cambio más notable se produjo en el fuselaje, al que se dio una sección transversal de forma más elíptica para mejorar el aerodinamismo de esta estructura y, en consecuencia, reducir la resistencia al avance. Otras modificaciones introducidas fueron la reducción de la distancia entre el plano superior y el fuselaje a fin de que el piloto pudiera mirar por encima de aquél, un timón de dirección de nuevo diseño, la revisión de los mandos de los alerones, la adopción de un cubo de la hélice de mayor diámetro y la inclusión de un apoyacabezas para el piloto. Como ese apoyacabezas reducía la visión hacia atrás, muchos pilotos prefirieron desmontarlo.

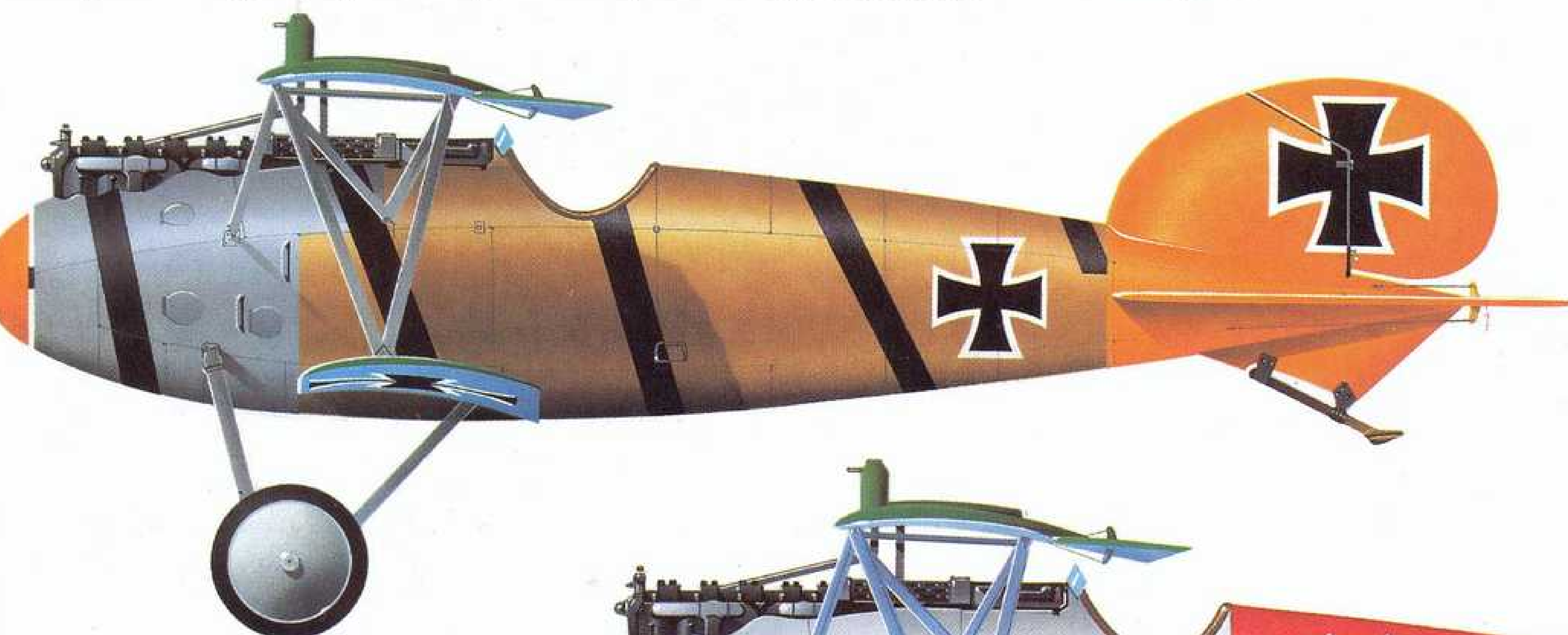
El **Albatros D.V** entró en servicio en mayo de 1917, pero al poco tiempo fue sustituido por el **Albatros D.Va**, cuya principal diferencia consistía en la vuelta al plano superior y al sistema de control de los alerones del D.III. Ambos modelos se mostraron incapaces para reducir la actividad de los cazas aliados pero, a pesar de ello, la producción siguió a buen ritmo. En el apogeo de su utilización, en mayo de 1918, había más de 1 000 D.V y D.Va actuando en el frente occidental, en Italia y en Palestina. Con tan gran número de aviones se pretendía superar al enemigo, más en la cantidad que en la calidad; sufrieron grandes pérdidas, no sólo debidas al enemigo, sino también a causa de los numerosos accidentes producidos por los defectos estructurales del plano inferior.

Variante

Albatros D.IV: denominación de un prototipo experimental que combinaba las alas del D.II y el fuselaje del D.Va, con un motor



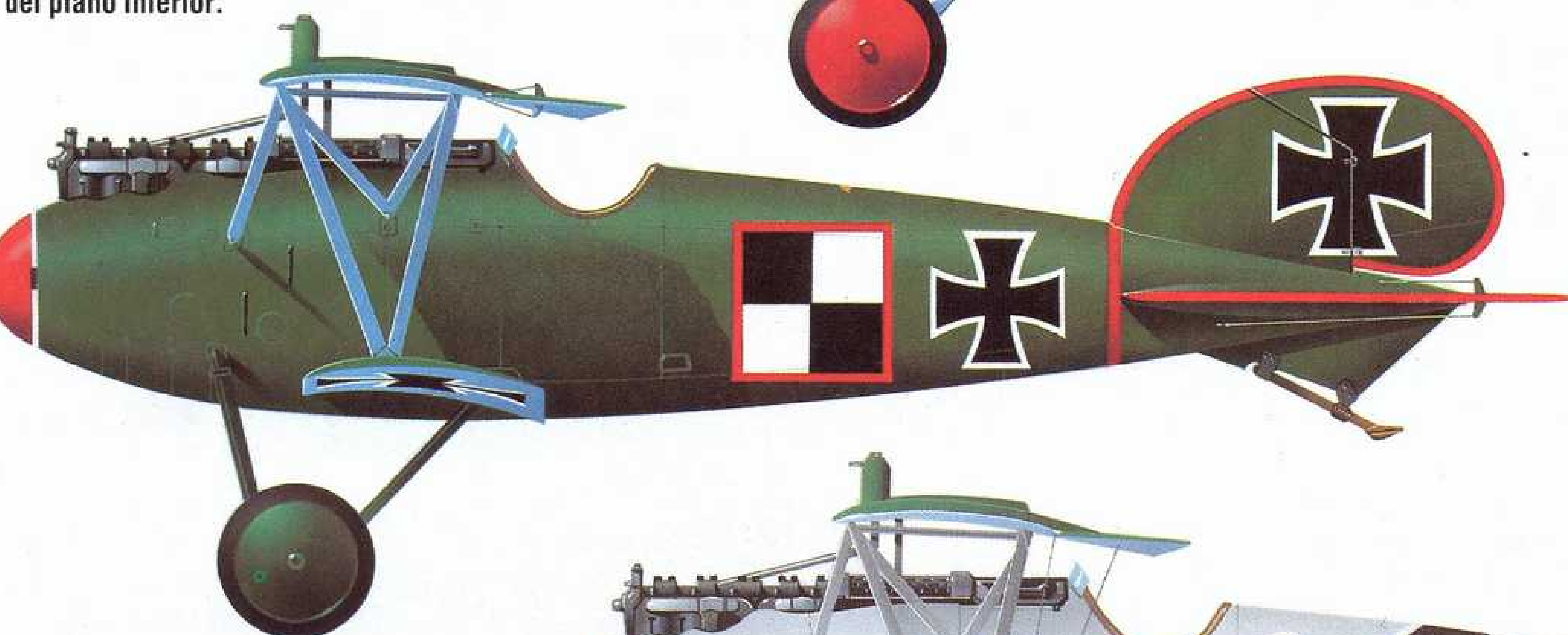
Albatros D.V.



Caza Albatros D.V pilotado por el sargento Clausnitzer del Jagdstaffel 4. Parte del radiador sobresalía del plano superior, algo inclinado a estribor para prevenir que las pérdidas de agua hirviendo producidas en combate llegasen a dañar al piloto.



Este Albatros D.V, identificable por el distintivo del edelweiss, fue pilotado sucesivamente por el teniente Paul Bäumer, Jastaführer del Jagdstaffel 5, y por su sucesor, el subteniente Wilhelm Lehmann. Característicos del D.V en comparación con el D.Va eran los cables de mando de los alerones, procedentes del plano inferior.



Albatros D.V perteneciente a un piloto desconocido del Jagsdstaffel 5. En contraste con los distintivos chillones adoptados por muchos pilotos alemanes, éste se contentó con ribetear de rojo los perfiles del empenaje y de su insignia personal, y decorar con el mismo color el cubo de la hélice.



Albatros D.V con los distintivos personales del subteniente H. J. von Hippel, un piloto del Jagdstaffel 5, en la primavera de 1918. En esa época el D.V estaba definitivamente anticuado, y sufrió graves bajas durante las grandes ofensivas de primavera, lanzadas a partir de marzo por los alemanes.

Mercedes D.III de 160 hp de potencia y un reductor que permitía su instalación total dentro del fuselaje; todo esto no representó ninguna mejora significativa en las prestaciones, motivo por el cual no se construyeron más unidades
Albatros D.Va Experimental: nombre que se dio a un único avión provisto de motor BMW IIIa de 185 hp; al parecer este avión podía alcanzar un techo operativo de, aproximadamente, 10 500 m

Especificaciones técnicas
Albatros D.V y D.Va
Tipo: avión monoplaza de caza
Planta motriz: un motor en línea Mercedes D.IIa de 180/200 hp (la potencia variaba en función de la relación de compresión)
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 186 km/h; velocidad ascensional inicial hasta 1 000 m de altitud 4 min; techo de servicio 5 700 m; autonomía 2 horas
Pesos: vacío 687 kg; máximo en despegue 937 kg
Dimensiones: envergadura 9,05 m; longitud 7,33 m; altura 2,70 m; superficie alar 21,20 m^2
Armamento: dos ametralladoras fijas LMG 08/15 de 7,92 mm de fuego frontal

Albatros G.II y G.III

Historia y notas
A comienzos de 1916 Albatros inició el diseño y construcción de un bombardero de tipo medio, pues el cuatrimotor **G.I** de 1915-16 había resultado un fracaso. Del **Albatros G.II** tan sólo se fabricó un prototipo, con una configuración de biplano con alas de perfil grueso para generar una buena sustentación, y con puntales interalares en forma de X para añadir rigidez a la estructura. El fuselaje central, de madera, mantenía el diseño y la construcción típica de los Albatros, mientras que el patín de aterrizaje de cola era similar al de los aviones de la serie C. Uno de sus distintivos fue la adopción de dos ruedas montadas en un soporte corto que iban en la parte inferior del morro del avión, para evitar su choque contra el suelo cuando rodaba por superficies irregulares. La planta motriz constaba de dos motores Benz Bz.III de 150 hp montados sobre viguetas y arriostrados con cables entre las alas, uno a cada lado del fuselaje, y provistos de hélices impulsoras que giraban detrás del borde de fuga alar.

Las pruebas en vuelo revelaron deficiencias por lo que el modelo de producción **Albatros G.III**, del que se construyeron pocas unidades, adoptó un tren de aterrizaje compuesto de dos ruedas principales, una debajo de cada motor, suprimiéndose las ruedas suplementarias situadas bajo el morro. Otro cambio interesante consistió en unos cortes en el borde de fuga del plano inferior, que permitieron montar los potentes motores más adelante, dejando que las grandes hélices de empuje giraran en el espacio abierto junto al borde de fuga. Los G.III entraron en servicio en Macedonia a finales de 1916, y al año siguiente operaron en otros escenarios bélicos.

Especificaciones técnicas
Albatros G.III
Tipo: bombardero medio
Planta motriz: dos motores lineales Benz Bz. IVa de 220 hp
Prestaciones: velocidad máxima 150 km/h; trepada hasta 1 000 m en 9 min; autonomía 4 h
Pesos: vacío 2 064 kg; máximo en despegue 3 150 kg
Dimensiones: envergadura 18,00 m; longitud 11,90 m; superficie alar 79,00 m^2
Armamento: dos ametralladoras Parabellum de 7,92 mm y una carga de 325 kg de bombas



Meritorio en otros aspectos, el diseño del Albatros G.II se resentía por el excesivo grosor de las alas y, sobre todo, por el chapucero tren de aterrizaje.

Albatros J.I

Historia y notas
Siguiendo el precedente establecido por el AEG. J.I como avión de apoyo cercano a la infantería, la Albatros Werke desarrolló, durante la primavera e inicio del verano de 1917, un modelo de características similares. Dado que el avión fue requerido para misiones de patrulla a baja altura, necesitaba protección blindada contra fuego antiaéreo, y esta característica exigía un nuevo fuselaje, en el que se utilizó la misma estructura de otros modelos de la compañía, pero se instalaron planchas blindadas de protección en los costados y piso de la cabina.

Se aceleró la realización del **Albatros J.I** adoptando las alas del C.XII; la cola y el tren de aterrizaje también eran similares en su aspecto básico. No obstante, el empleo de un motor Benz Bz. IV, en vez del Mercedes D.IV, de 260 hp de potencia, del C.XII, significó una inevitable pérdida en las prestaciones, aun en el caso de que no se le hubiera añadido el peso adicional del blindaje de 490 kg. A pesar de ello, cuando el Albatros J.I entró en servicio a finales de 1917, pudo comprobarse que se trataba de un avión muy efectivo para el ataque al suelo, gracias a sus dos ametralladoras «Spandau» dispuestas para abrir fuego hacia abajo, en un ángulo de 45°, a través de aberturas situadas bajo el fuselaje.



Biplano de apoyo cercano Albatros J.I de las Fuerzas Aéreas Polacas.

Variante
Albatros J.II: versión mejorada del J.I con blindaje protector del motor; solamente se construyeron cuatro unidades

Especificaciones técnicas
Albatros J.I
Tipo: avión biplaza de apoyo
Planta motriz: un motor lineal Benz Bz. IV de 200 hp
Prestaciones: velocidad máxima 140 km/h; trepada hasta 1 000 m en 11 min 30 seg; autonomía 2 h 30 min
Pesos: vacío 1 398 kg; máximo en despegue 1 808 kg
Dimensiones: envergadura 14,14 m; longitud 8,83 m; altura 3,37 m; superficie alar 42,82 m^2
Armamento: dos ametralladoras LMG 08/15 de 7,92 mm dirigidas hacia abajo y una ametralladora Parabellum de 7,92 mm en un soporte móvil en la cabina posterior

Albatros L.58

Historia y notas
Finalizada la I Guerra Mundial, el primer diseño construido por Albatros Werke, con autorización de la Comission Aéronautique Inter-Alliée, fue el avión civil **Albatros L.58**, originado en un modelo denominado **L.57** cuya construcción había sido prohibida antes.

Sin duda, el L.58 no resultó el avión comercial más atractivo de la posguerra. Su estructura básica era de madera recubierta con tablero del mismo material; las altas alas cantilever, con alerones compensados, tenían un grosor máximo de 0,61 m en la base y se ahusaban hacia los extremos. Como este ahusamiento sólo aparecía en la superficie superior, el avión presentaba un aspecto muy irregular. Al fuselaje de sección rectangular iba unida una cola convencional arriostrada, provista de timones de profundidad compensados, así como del robusto patín de aterrizaje característico de los Albatros. El avión ofrecía acomodo para seis pasajeros en una cabina cerrada, mientras que el piloto iba sentado en una cabina abierta situada en posición avanzada, delante de la implantación de la raíz de las alas. La planta motriz consistía en un motor Rolls-Royce Falcon instalado en el morro del fuselaje.

No se conocen cifras exactas respecto a la cantidad de aviones construidos, pero se sabe que algunos ejemplares entraron en servicio en las líneas aéreas alemanas y soviéticas en época posterior, a la iniciación de su fabricación en serie, que se remonta al año 1923.

Especificaciones técnicas
Tipo: avión de siete plazas para transporte de pasajeros
Planta motriz: un motor lineal Rolls-Royce Falcon de 240 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 160 km/h; velocidad ascensional inicial hasta 2 000 m de altitud 25 min; autonomía 4 horas aproximadamente
Pesos: vacío 1 180 kg; máximo en despegue 2 060 kg
Dimensiones: envergadura 14,19 m; longitud 10,35 m; superficie alar 34,50 m^2

Blitzkrieg en Europa: capítulo 4.°

La invasión de Noruega

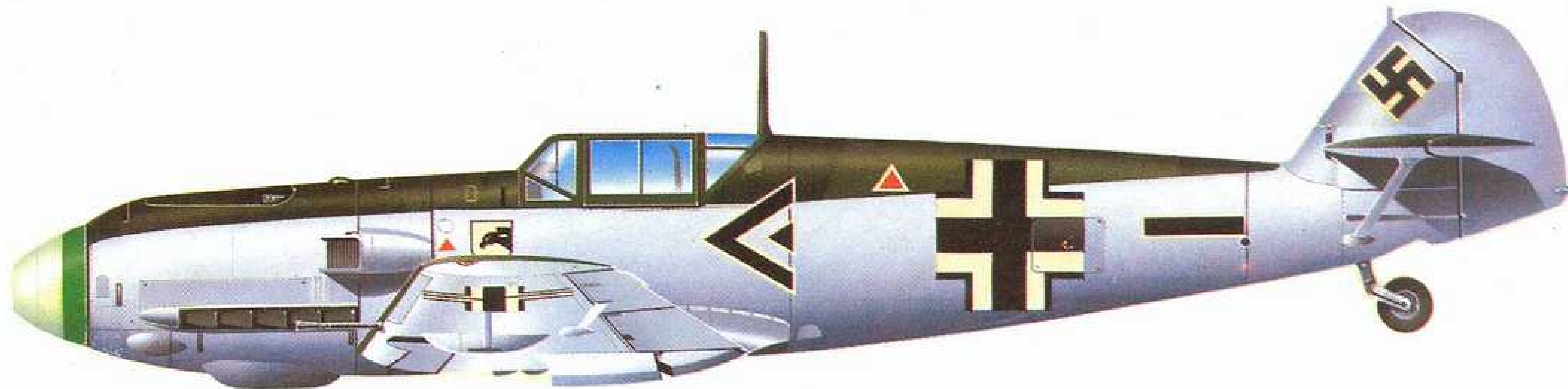
Las extensas y desguarnecidas costas, el clima extremo y las deficientes comunicaciones en el interior de Noruega se prestaron admirablemente al tipo de ataque planeado por el ejército alemán, con masivo apoyo aéreo. En la operación intervino, por primera vez en la historia, una fuerza de choque compuesta por paracaidistas.

A pesar de sus esfuerzos, la Royal Navy no logró interceptar a las rápidas unidades de la Kriegsmarine que se dirigían a Noruega; al amanecer del 9 de abril de 1940, todos los buques alemanes se encontraban muy cerca o habían alcanzado ya los objetivos previstos. En Narvik, los buques noruegos encargados de la defensa costera estaban fuera de combate después de una breve lucha, y en las últimas horas de la tarde del mismo día, la ciudad había caído en manos de la 3.ª División de Montaña a las órdenes de Dietl; también se llevaron a cabo con éxito desembarcos en Trondheim, Bergen, Egersund, Arendal, Kristiansand y Oslo. Poco después de las 5.00 horas, las tropas alemanas cruzaron la frontera danesa en Abenra, al tiempo que se efectuaban desembarcos en Fühnen y otras islas; 90 minutos después, paracaidistas transportados en Ju 52 saltaban sobre los aeropuertos de Aalborg-Ost y Aalborg-West, bajo la cobertura de Bf 110 pertenecientes al I/ZG. Veinte minutos más tarde se aseguró la ocupación de los aeropuertos al aterrizar en ellos transportes Ju 52 con más tropas de infantería. Al terminar la jornada, toda Jutlandia y su capital Copenhague se hallaban en manos alemanas.

Entre tanto, a las 8.30 horas las tropas transportadas por mar habían desembarcado en los puertos noruegos, y el I/ZG 76 efectuaba ataques de castigo en Sola y Oslo-Förnebu; los aviones del III/KG 26 fueron interceptados por Gladiator noruegos, pero éstos

Paracaidistas alemanes descienden sobre Noruega. En esta campaña se utilizaron por vez primera estas tropas y se demostró su alto valor operativo (foto John Mc Clancy).



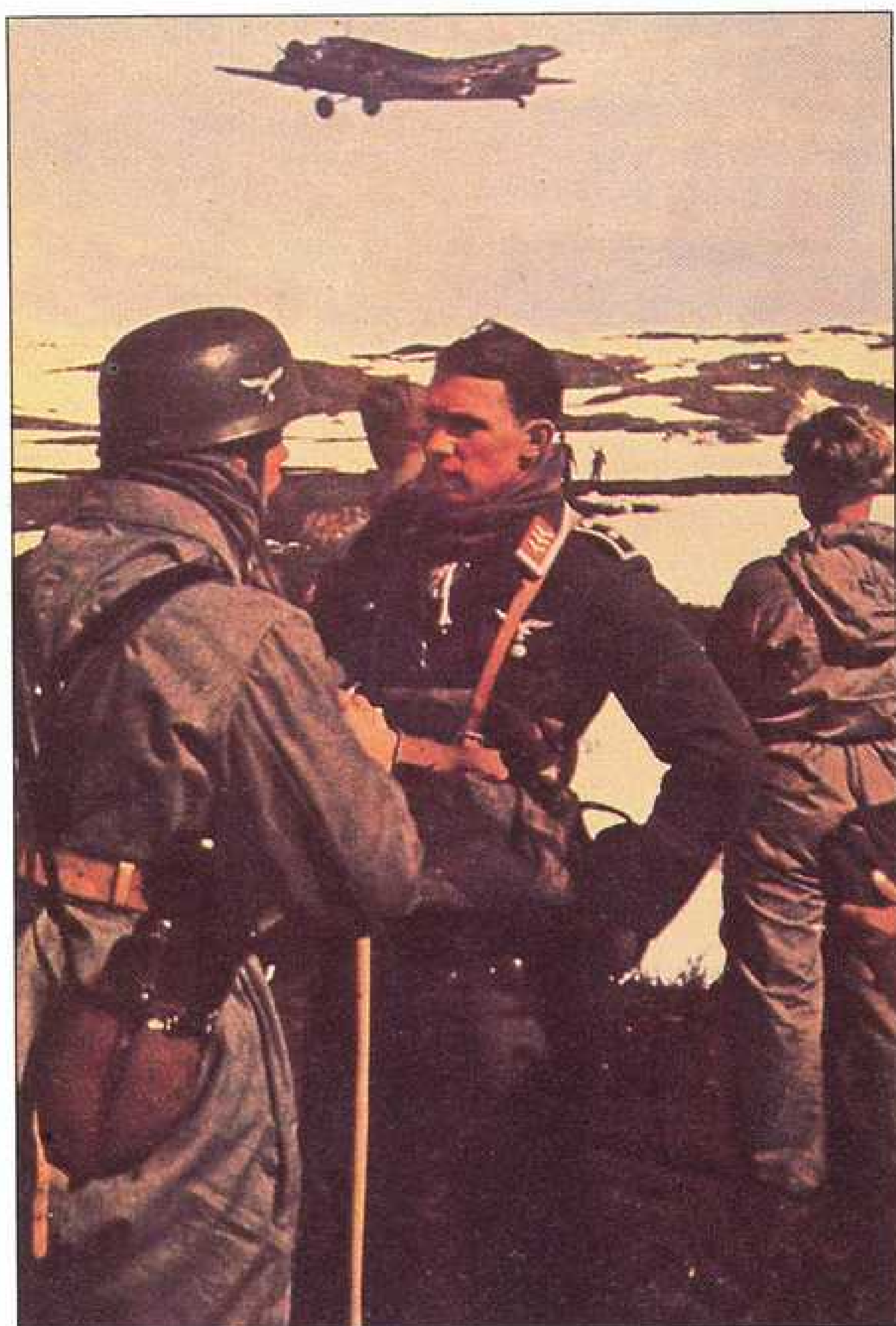


Messerschmitt Bf 109E-3 pilotado por el jefe del Gruppe II/JG 77, capitán Hentschel, y con base en el complejo danés de aeropuertos de Aalborg en julio de 1940. La insignia del II/JG consiste en un escudo, con una cabeza de águila inclinándose sobre el agua.

pronto fueron derribados por los Bf 110 en el combate librado en los cielos del fiordo de Oslo; los pocos Gladiator que permanecieron en tierra fueron destruidos en los ataques de castigo. Staffeln del KG 4, KG 26 y KGr 100 bombardearon el aeropuerto de Oslo-Kjeller, las baterías antiaéreas de Holmenkollen y las baterías costeras emplazadas en los islotes del fiordo. Los paracaidistas ocuparon Stavanger-Sola, Förnebu y Kjeller. Este último lugar fue tomado a las 12.00 horas, ocupándose 60 toneladas de combustible para aviones; Förnebu y Kjeller se utilizaron como bases operacionales avanzadas para los Staffeln del I/ZG 76 y I/StG 1.

Tropas aerotransportadas

El aeropuerto de Stavanger-Sola también fue tomado por batallones de paracaidistas y, al final de la jornada, habían aterrizado en él unos 180 aviones; en las últimas horas del día siguiente, Förnebu fue ocupado por el 7/KG 26 y el Zerstörerstaffel KG 30 (Ju 88), mientras en Sola se encontraban el 1/KG 26 (He 111), 2/StG 1 (Ju 87), Stab y I/ZG 76 (Bf 110), el 1(F)/120 de reconocimiento y el 1/KüFlGr 106 de servicio costero. En el norte del país, el aeropuerto de Trondheim-Vaernes aún resistía, y no cayó hasta el día siguiente: no obstante, los Ju 52 utilizaban una pista de aterrizaje improvisada sobre la nieve para la provisión de suministros. El 11 de abril, una vez capturada la ciudad de Kristiansand en el sur del país, los aviones del II/JG 77 (Bf 109E-1 Emil), a las órdenes del capitán Hentschel, utilizaron su aeropuerto; unos días más tarde, el Gruppe destacó Schwärme (escuadrillas) a Sola, Bergen-Herdla y Vaernes. Obstaculizados por el mal tiempo, al carecer de control por radio y tener una autonomía limitada, los Bf 109 Emil jugaron en la campaña de Noruega un papel mínimo y básicamente defensivo. Fueron los bombarderos quienes se pasearon a placer sobre el frente de batalla situado al norte de Oslo, y libraron combates contra la Royal Navy. Durante la primera semana de la campaña, 250 o más Junkers Ju 52 se relevaron en el servicio de los suministros, efectuando 3 018 vuelos en los que transportaron 29 280 soldados, 2 415 tm de carga y 1 178 775 l de combustible destinado a los aviones de los aeropuertos de Sola, Förnebu, Kjeller y Aalborg. Además, estos aviones llevaron dotaciones de artillería antiaérea ligera, con el correspondiente armamento; equipos de comunicaciones por radio y servicio de cifrado, municiones, bombas, repuestos para motores y elementos para las estructuras de los aviones, personal auxiliar para el aeropuerto y servicios de prevención de siniestros. La Luftwaffe podía vanagloriarse de disponer de la mejor fuerza logística existente en el mundo, y esto le reportó enormes dividendos.



Paracaidistas de la Luftwaffe esperan en un improvisado aeropuerto de Noruega la llegada de los Junkers Ju 52/3m, que aportarán suministros y evacuarán las bajas sufridas (foto John Mc Clancy).

Mientras la Luftwaffe establecía sus bases, la resistencia noruega, organizada a partir del nombramiento del general Otto Ruge como comandante en jefe el 11 de abril, se vio reforzada por la llegada de tropas británicas. La Royal Navy fue la primera en entrar en combate: el 10 de abril, ocho Blackburn Skua del 803° Squadron del arma aérea de la Flota, mandados por el teniente W. P. Lucy, hundieron al *Königsberg* en Bergen; el día anterior, el HMS *Truant* había echado a pique al *Karlsruhe*; el *Lützow* fue puesto fuera de servicio, el día 11, por el torpedero HMS *Spearfish*; mientras, las defensas noruegas hundieron al *Blücher* en el fiordo de Oslo. En Narvik, las fuerzas de Dietl se vieron cercadas después de la total destrucción de la escuadra de destructores alemanes que se encontraban en los fiordos de Ofot y Rombaks: la flotilla del capitán Warburton-Lee hundió a dos de ellos el día 10 y la fuerza naval del almirante Forbes destrozó a los restantes destructores en la segunda batalla de Narvik, que tuvo lugar el 13 de abril de 1940. La Lufwaffe no podía intervenir debido al mal tiempo reinante y a lo precario de las comunicaciones, pero su aparente incapacidad para mantener a raya a la Royal Navy anunciaba el inicio de las crecientes asperezas entre la aviación y la marina alemana. En tierra, las tropas británicas desembarcaron en Harstad el 15 de abril, para operar contra Narvik; en la noche del 16 del mismo mes desembarcaron en Namsos, y el 18 de abril de 1940 lo hicieron en Andalsnes; sus objetivos eran la recuperación de Narvik y Trondheim, para enlazar luego con las fuerzas de Ruge que luchaban al norte de Oslo.

Aniquilación de la resistencia

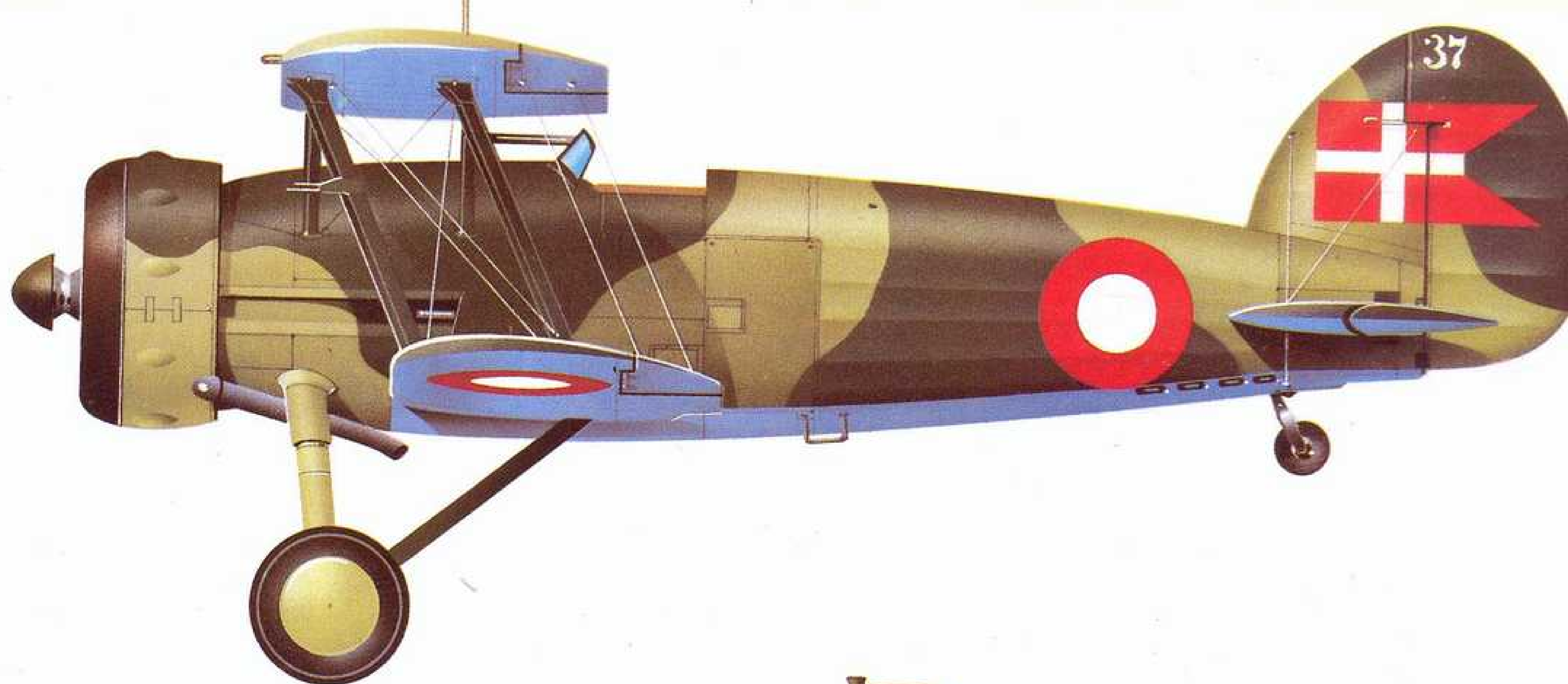
La Luftwaffe dirigió toda su atención a la destrucción de los núcleos de resistencia británicos y noruegos en Lillehammer y en el estrecho de Steinkjer, al tiempo que impedían los suministros a los puertos de Andalsnes y Namsos. Los ataques se efectuaban del modo acostumbrado: los Stuka del I/StG 1 servían de apoyo al ejército que se encontraba en Steinkjer, mientras los He 111 y Ju 88, actuando en formación o individualmente, bombardeaban a baja y media altura desde el amanecer al atardecer, y en muchas ocasiones incluso durante la noche. La llegada de un squadron de cazas de la RAF no significó ningún cambio: a las 18.00 horas del 23 de abril de 1940, 18 Gloster Gladiator Mk II del 263° Sqn. (que habían despegado del HMS *Glorious*) tomaron tierra sobre el hielo del lago Lesjaskog (50 km al sureste de Andalsnes) con el propósito de dar cobertura a las fuerzas británicas. Al día siguiente, aviones de reconocimiento de la Luftwaffe sobrevolaron el lago: el 25 de abril, la zona fue bombardeada. Debido al intenso frío reinante, se necesitó hora y media para poner en marcha cada Gladiator. Al mediodía, 10 Gladiator estaban fuera de servicio, y otro aparato sufrió averías al efectuar un aterrizaje defectuoso, pero dos secciones consiguieron despegar y enfrentarse a los ataques de los Staffeln de la KG 26 y KG 30. En el transcurso de la jornada los pilotos del 263° Sqn. efectuaron 40 salidas e intervinieron en 37 combates. Al día siguiente, la unidad dejó de ser operativa y la Luftwaffe pudo prestar apoyo a las fuerzas terrestres en Kvam y destruir totalmente el puerto y la ciudad de Andalsnes: el puerto se evacuó durante la noche del 30 de abril; una decisión parecida condujo al abandono de Namsos durante la noche del 2 de mayo de 1940.

Cambios en el mando

Con la retirada de los aliados que combatían en el centro de Noruega, Narvik, en el norte, se convirtió en el único centro de ope-



El piloto de un Ju 52 se ocupa personalmente del aprovisionamiento de combustible. Sólo de este modo se podía asegurar un rápido retorno al aire (foto John Mc Clancy).



Caza Gloster Gauntlet de la 1. Eskadrille del Haerens Flyvertropper danés. De los 18 aviones adquiridos originalmente (uno fabricado por Gloster y 17 construidos bajo licencia), el 9 de abril de 1940 estaban en servicio operativo 13 Gauntlet. Como los demás aviones del Flyvertropper, los Gauntlet tenían su base en Vaerlose, al noroeste de Copenhague.



Caza Fokker D.XXI de la 2. Eskadrille del Haerens Flyvertropper danés, con los distintivos que lucía en la primavera de 1940. Se adquirieron unos 12 aviones de este tipo, denominados IIIJ en el servicio danés: dos comprados directamente a la Fokker, y el resto construido bajo licencia.



Caza Hawker Nimrod de la 2. Luftflotille del Flyvevaesenet. De los 12 Nimrod, denominados L.B.V. por el servicio naval danés, dos fueron suministrados directamente por la Hawker, y los diez restantes se habían construido bajo licencia por la Orlogsvaerftet.

raciones: allí, unos 2 000 Gebirgsjäger (tropas de montaña) de Dietl, secundados por buen número de marinos procedentes de los destructores hundidos, mantenían una resistencia feroz, aunque desesperada.

A finales del mes de abril de 1940, se enviaron unidades adicionales para reforzar las operaciones de la Luftwaffe en Noruega. El 24 de abril de 1940, el X Fliegerkorps de Geisler pasó a integrar la V Luftflotte, y su comandante, el teniente general Erhard Milch, fue sustituido por el general Hans-Jürgen Stumpff el 10 de mayo. En esta época, las fuerzas que integraban esta unidad comprendían 710 aviones: los bombarderos habían aumentado a 360; asimismo se incrementó el número de bombarderos en picado con la incorporación del II/StG1, y de cazas con el I/JG 77. Cuando la mayor parte de Noruega estuvo en manos alemanas, la V Luftflotte se dedicó fundamentalmente a cuatro misiones: en primer lugar, abastecimiento y refuerzo de las tropas de tierra; en segundo lugar, reconocimiento en el Mar del Norte y ataque a los buques británicos; en tercer lugar, apoyo de las tropas de tierra que luchaban en los valles noruegos; y en cuarto lugar, protección de las zonas conquistadas, con artillería antiaérea y cazas. El 5 de mayo de 1940, Hitler ordenó a la V Luftflotte que interviniera en misiones de abastecimiento y que efectuara bombardeos con el propósito de mantener la cabeza de puente alemana en Narvik.

Se enviaron dos squadrons de cazas de la RAF para servir de apoyo a las fuerzas británicas, noruegas, francesas y polacas concentradas en los alrededores de Narvik: el 26 de mayo de 1940 el 263º Sqn. (Gladiator) partió del HMS *Furious* en dirección a Bödo y, desde allí, a Bardufoss; los Hawker Hurricane Mk I del 46º Sqn. también se dirigieron a Bardufoss, después de un fallido intento de aterrizaje en Skaanland. Cuando las tropas aliadas iniciaron el asalto final de Narvik, a las 3.00 horas del 28 de mayo de 1940, ambos squadrons de la RAF se vieron involucrados en duros combates: el 263º Sqn. realizó 42 salidas, y el 46º Sqn. 53, pero dadas las dificultades operativas, nunca hubo más de tres cazas en el aire al mismo tiempo.

Inútil victoria

La captura de Narvik por los aliados sólo fue una victoria parcial en una campaña aciaga. El desastre militar sufrido por Francia y los Países Bajos ya comenzaba a resultar evidente, y el Gabinete británico no veía más solución que la retirada de todas las tropas del escenario noruego: el 7 de junio de 1940, el rey Haakon y sus ministros embarcaron a bordo del HMS *Devonshire* en el puerto de Tromsö, dejando al valiente Ruge en Noruega con sus hombres, a petición propia. Al siguiente día, las fuerzas aliadas se retiraron de Narvik. La campaña había concluido.

Tal como ocurrió en Polonia, la Luftwaffe había demostrado ser un factor decisivo en el éxito de la campaña. La rápida ocupación de Stavanger y Oslo fue posible gracias a la eficaz utilización de Fallschirmjäger (paracaidistas) y de fuerzas aerotransportadas en planeadores. Los intentos británicos para establecer cabezas de puente que sirvieran de base para los suministros y para organizar la resistencia en tierra, fueron totalmente anulados por la fuerte reacción de la Luftwaffe, cuando las condiciones atmosféricas lo permitían. En todo momento los alemanes mantuvieron una supremacía aérea indiscutida en los distintos frentes de batalla.

Próximo capítulo:

Asalto a los Países Bajos

F-16, un «Halcón» para occidente

El F-16 Fighting Falcon podría considerarse el sucesor del Spitfire por su capacidad de evolución en combate cerrado, y del Zero japonés por su alcance. Siete países del bloque occidental disponen ya de este excepcional caza ligero, con el que se espera equilibrar el nutrido contingente de los MiG soviéticos.

El General Dynamics F-16 es el avión de «dogfight» (pelea de perros, combate evolucionante) por excelencia, por su pequeño tamaño, su aceleración sobresaliente, y unas prestaciones extraordinarias en trepada y capacidad de giro, combinadas con unas características de manejo que permiten al piloto efectuar sin preocupaciones todo tipo de maniobra. El F-16 es tan flexible que puede incorporar nuevo equipo para misiones opcionales e incluso adaptarse a cambios importantes en la célula para aprovechar nuevas formas de control de vuelo, aumentando su capacidad operativa en misiones aire-aire o aire-superficie.

Sus diseñadores consiguieron esta innovación en el combate aéreo combinando un reactor potente y ligero con una célula basada en una serie de valiosos avances en aerodinámica, configuración de la cabina y sistemas de control de vuelo.

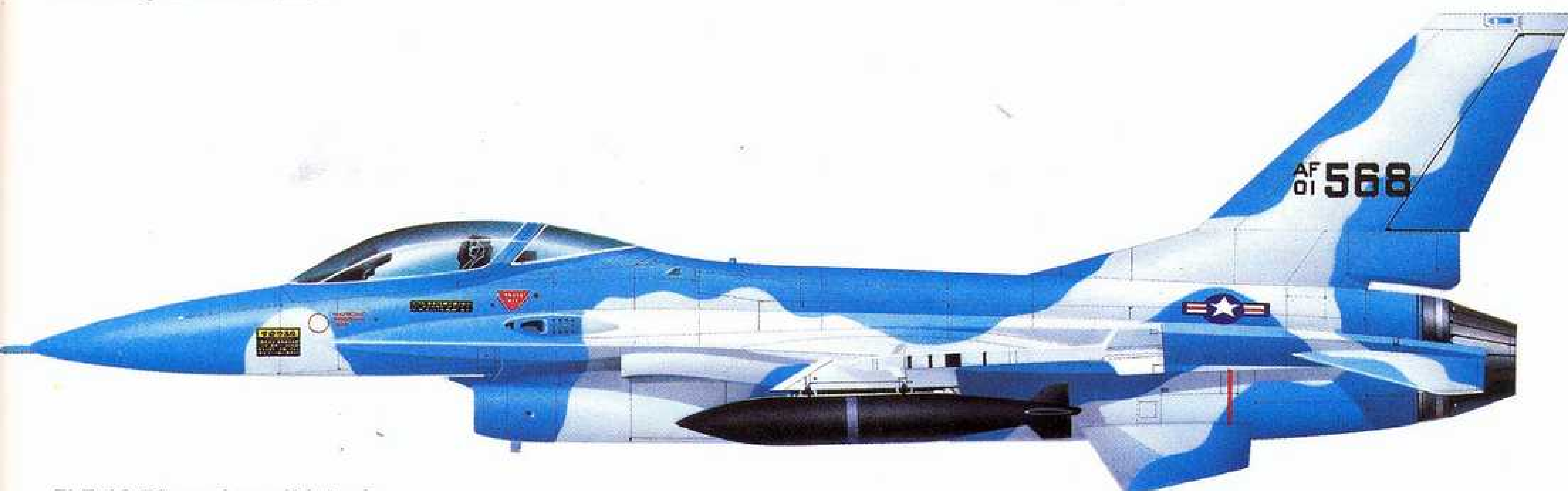
El F-16 es el resultado del programa de la US Air Force LWF (Lightweight Fighter, caza ligero) que comenzó formalmente en abril de 1972, pero que tenía sus orígenes en las operaciones de combate aéreo en el Sureste asiático. La USAF había sufrido fuertes pérdidas sobre Vietnam del Norte, debido en parte a que ninguno de sus aviones había sido diseñado para el combate «dogfight» de largo alcance con los pequeños y maniobreros MiG. El Republic F-105 y el General Dynamics F-111 habían sido diseñados para ataques nucleares y el McDonnell Douglas F-4 era originalmente un caza naval desarrollado para defensa aérea de la flota con misiles de alcance medio. Como medida de urgencia, el F-4 fue provisto de un cañón y flaps de borde de ataque para mejorar su maniobrabilidad; pero su capacidad de combate contra los más ágiles cazas soviéticos seguía siendo insuficiente. EE UU se propuso modificar esta situación en la siguiente generación de cazas utilizando una tecnología con la que los soviéticos no pudieran competir. La USAF participó en algunos programas avanzados, entre ellos el McDonnell Douglas F-15 Eagle, propulsado por dos motores del nuevo tipo Pratt & Whitney F-100, que proporcionaban un empuje muy alto (10 807 kg) con una relación empuje/peso de aproximadamente 8,0. El F-15 (que voló por vez primera el 27 de agosto de 1972) puede ser descrito como un F-4 de tecnología avanzada que, por ejemplo, podría volar de Da Nang en Vietnam del Sur a Hanoi en el Norte, lanzar sus depósitos auxiliares y derrotar una eventual oposición de cazas MiG gracias a su alta relación empuje/peso y baja carga alar. Su radar muy avanzado y sus misiles semiactivos buscadores por guía de radar AIM-7 Sparrow K le permitían ade-



Un F-16A de la 388° Ala táctica de caza de EE UU, con base en Hill, Utah. Lleva el escudo del Mando Aéreo Táctico en la deriva, la insignia del 4° Squadron táctico de caza a la izquierda de la toma de aire, y el emblema de la 388ª Ala a la derecha (foto US Air Force).



El primer prototipo General Dynamics YF-16 en configuración de defensa aérea, con dos AIM-9 Sidewinder en las puntas de las alas. Con el esquema de pintura del propio fabricante, realizó su primer vuelo el 20 de enero de 1974. El YF-16 se distingue del F-16A de producción por el perfil más delgado del morro.



El segundo prototipo YF-16 realizó su vuelo inaugural el 9 de mayo de 1974 y participó en el concurso contra el Northrop YF-17 para la selección de un nuevo caza de combate para la USAF.



El F-16/79 es el candidato de General Dynamics para el caza F-X, que sustituirá a los F-5E como modelo económico para la exportación. Movido por un turbojet GE J79 en lugar del turbofan P&W F100 estándar, el F-16/79 es una conversión de un F-16B.

más cumplir su misión de noche y con mal tiempo. Sin embargo, el F-15 continuaba siendo un blanco de gran tamaño y, pese a no producir el humo del F-4, era fácil de detectar. Más aún, el F-15 era relativamente caro y no podía producirse en grandes cantidades. En una guerra de desgaste debería, por consiguiente, conseguir un número muy alto de derribos en combate para equilibrar su neta inferioridad numérica.

Juego de números

Los estudios indicaron que ni siquiera el gran avance tecnológico que representaba el F-15 podría superar la ventaja en número de los cazas soviéticos. Para empeorar las cosas, EE UU había ralentizado el desarrollo de cañones aéreos y misiles aire-aire y, al no cambiar las normas de combate que exigían la identificación visual del objetivo, se eliminaba la ventaja teórica de las armas de largo alcance. La USAF decidió en consecuencia plantear un programa para explorar las diversas tecnologías que podían ser utilizadas en un futuro caza ligero, y en abril de 1972, solicitó de General Dynamics y Northrop que construyeran cada una dos prototipos de un avión que cumpliese las especificaciones LWF. El YF-16 salió de los talleres de Forth Worth en diciembre de 1973, y realizó su primer vuelo el 2 de febrero de 1974, uniéndosele en mayo el segundo prototipo. El primer prototipo Northrop YF-17 cumplió su vuelo inaugural el 9 de junio de 1974, y el segundo en agosto de ese mismo año. Pero antes de seguir con la historia del programa, se impone un breve análisis de las nuevas tecnologías implicadas.

Cada compañía debía proyectar un caza ligero de bajo coste que proporcionara mejoras importantes en giro sostenido, aceleración y trepada. Querían también que el pilotaje del avión fuese seguro en giros cerrados a elevados ángulos de ataque. El piloto debía poseer un excelente campo de visión, en una cabina diseñada para proporcionar tolerancia a valores altos de *g* (*g* = medida de la aceleración de la gravedad, que aumenta bruscamente en los giros cerrados por acción de la fuerza centrífuga). El armamento básico previsto consistía en un único cañón M61 «Gatling» y dos misiles AIM-9 Sidewinder, como el Lockheed F-104 Starfighter diseñado 20 años antes.

Visibilidad del piloto

Las soluciones de las dos compañías fueron similares en algunos aspectos, pero totalmente diferentes en otros. Ambas dotaron a sus aviones con cubiertas de cabina del tipo burbuja en la tradición del F-86 Sabre, aceptando el incremento de la resistencia a fin de mejorar la visibilidad hacia atrás, pero GD fue mucho más allá que Northrop, al construir la visera y el parabrisas de una sola pieza, eliminando los ángulos muertos del arco del parabrisas. Ambos prototipos tenían cabinas de alto *g*, con pronunciada inclinación del respaldo del asiento y pedales del timón elevados (una idea que se remonta al Spitfire, que tenía un par de pedales extra para el combate). De nuevo GD avanzó más en el concepto que Northrop, con una inclinación del asiento de 30° y palanca de mando lateral en lugar de la barra central convencional, con lo que el brazo derecho del piloto podía apoyarse durante la maniobra. Al seleccionar la planta motriz, GD adoptó un único turbofan P&W F100, idéntico a los del F-15 Eagle. Esta decisión obedecía a un criterio práctico, puesto que con un solo motor el avión resultaba más pequeño, ligero y barato. Northrop, tradicional fabricante de bimotores (por ejemplo, los F-5 y T-38), eligió un par de turbofan General Electric YJ-101 de 6 712 kg de empuje, creyendo que



El primer YF-16, con el esquema de pintura del fabricante, despertó un considerable interés cuando en la exhibición aérea de París de 1975 sobrepasó por un amplio margen a su rival el Mirage F-1. El YF-16 introdujo nuevos patrones en cuanto a capacidad de superioridad aérea para un caza ligero (foto General Dynamics).

podría competir en precio y costo. El motor YJ-101 era más corto que el F100 (de aquí que permitiera su colocación detrás de los depósitos de combustible) y tenía la ventaja potencial de reducir el uso del posquemador gracias a sus características de empuje dócil.

Ambas compañías escogieron tomas de aire simples del tipo pitot, al no requerirse prestaciones de Mach 2. Ambos equipos de diseño acomodaron las tomas para operar a ángulos de ataque elevados mediante placas controladoras de la capa límite en la célula; GD colocó la toma del YF-16 bajo el fuselaje, mientras Northrop puso las tomas laterales del YF-17 bajo las extensiones de las raíces de borde de ataque de las alas (LERX).

El LERX era en sí mismo un gran avance, que proporcionaba sustentación y mantenía el control lateral, a ángulos de ataque elevados, por medio de torbellinos (vórtices) que provocaban baja presión sobre las superficies superiores y revitalizaban la capa límite del flujo. En las demostraciones de vuelo del F-16, estos torbellinos sobre las superficies LERX son a menudo visibles como condensación, resultado de las bajas temperaturas en el interior del torbellino. Además, GD amplió considerablemente la «unión» ala-fuselaje para reducir la resistencia y mejorar el trasvase de sustentación del ala del fuselaje.

Los dos aviones diferían también marcadamente en su utilización de materiales avanzados. GD se contentó con sólo un pequeño porcentaje de compuestos de grafito (principalmente en la deriva) a causa de su alto coste, mientras Northrop empleaba muchos más por el ahorro de peso que tales materiales proporcionan.

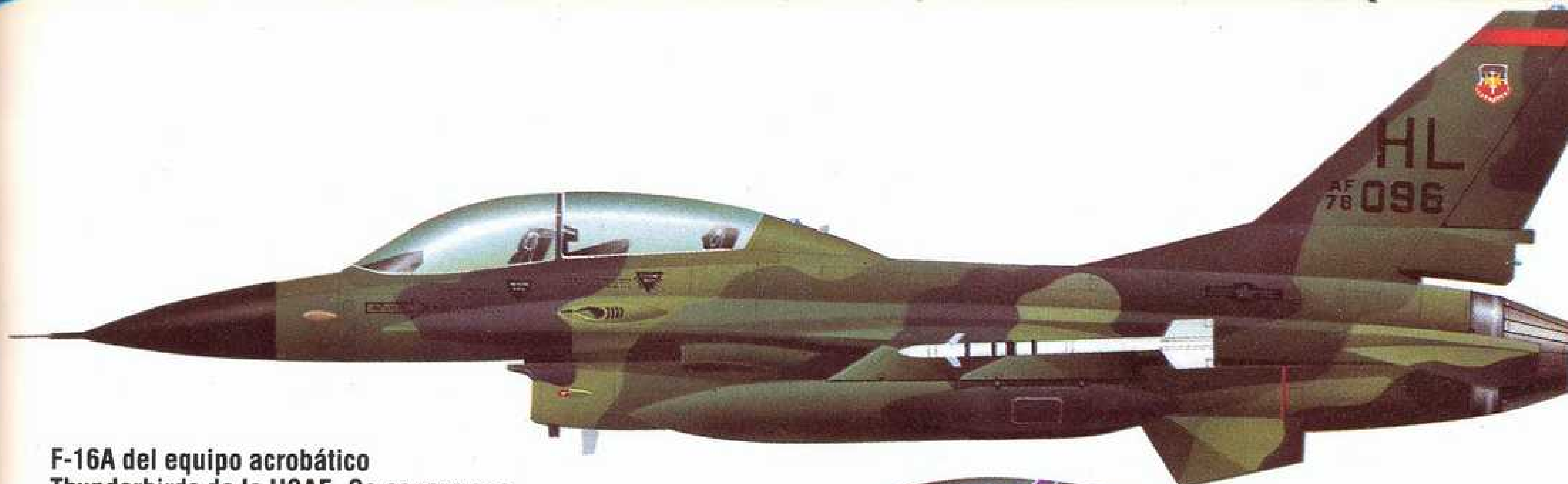
Sin embargo, tal vez la diferencia más significativa entre los dos competidores fue la concerniente a la estabilidad y el control; Northrop, adoptó una solución tradicional, y GD se arriesgó a la utilización de conceptos más avanzados. El YF-16 fue el primer avión del mundo en utilizar una estabilidad longitudinal negativa para reducir el empuje hacia abajo en los estabilizadores de cola y disminuir así la resistencia, acelerando la respuesta a las demandas de la maniobra. La compañía llama a esta característica «estabilidad estática relajada», lo que significa sencillamente que el centro de gravedad está bastante más atrás de lo permisible normalmente. En realidad el F-16 sería inestable en vuelo subsónico, y menos estable en vuelo supersónico que un avión convencional.

Esta fotografía del F-16 ilustra el amplio campo visual que proporciona su cubierta de burbuja, la forma en que el fuselaje se levanta dentro de la cabina para proporcionar al piloto protección contra la fuerza del viento en el caso de pérdida de la cubierta, y el cuidadoso acabado de la unión del fuselaje y el ala (foto USAF).



Corte esquemático del F-16

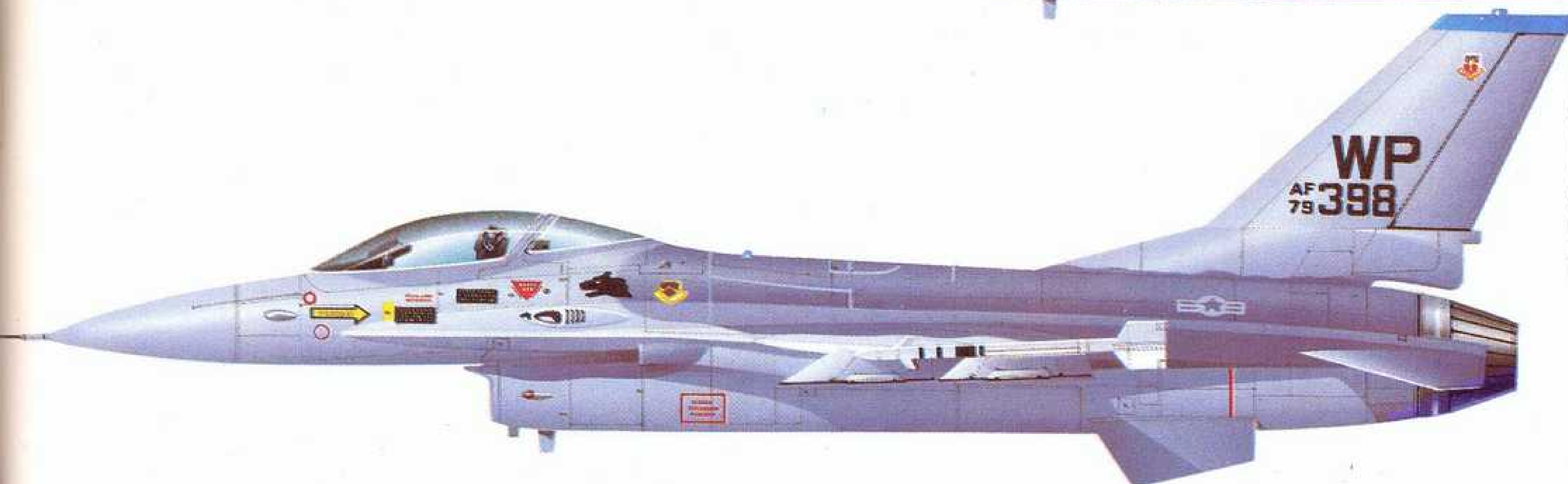
1 Tubo pitot
2 Radomo
3 Antena plana direccional radar explorador
4 Motor accionador radar
5 Antena ADF
6 Compartimiento frontal equipo electrónico
7 Electrónica radar Westinghouse
8 Antena delantera radar aviso
9 Mamparo frontal cabina
10 Dorso panel instrumentos
11 Equipo electrónico control misiles
12 Carenado delantero extensión borde de ataque (LERX)
13 Presentador frontal de datos Marconi-Elliot
14 Empuñadura lateral de control
15 Suelo cabina
16 Cubierta de burbuja sin formeros
17 Carenado cubierta
18 Asiento eyectable
19 Correajes seguridad piloto
20 Palanca gases
21 Panel lateral control
22 Estructura cabina
23 Apoyacabeza
24 Cierre cubierta
25 Bisagra de la cabina
26 Compartimiento trasero aviónica (área de ampliación)
27 Mamparo trasero cabina
28 Placa separadora capa límite
29 Toma de aire de geometría fija
30 Antena
31 Rueda delantera retráctil
32 Articulación amortiguador
33 Vástago retracción
34 Compuerta rueda delantera
35 Conducto toma de aire
36 Rendijas refrigeración
37 Evacuador gases cañón
38 Tuberías sistema acondicionador aire
39 Depósitos delanteros combustible
40 Acristalamiento posterior cubierta
41 Depósito lanzable 1 400 l
42 Extensión raíz borde de ataque (LERX)
43 Antena TACAN
44 Registro acceso depósito combustible
45 Tubos cañón-revólver
46 Estructura LERX
47 Cañón rotatorio M61
48 Carril suministro munición y retorno cartuchos
49 Tambor municiones (500 disparos de 20 mm)
50 Conexión flexible tambor municiones
51 Motor hidráulico accionamiento cañón
52 Eje control flap borde de ataque
53 Compartimiento servicios hidráulicos
54 Depósito sistema hidráulico
55 Motor accionamiento flap borde de ataque
56 Antena
57 Depósito sistema hidráulico
58 Eje control flap borde de ataque
59 Soporte subalar interno
60 Soporte subalar central
61 Bombas Mk 82 de 227 kg
62 Soporte subalar externo
63 Zapata lanzamiento misil
64 Misil AIM-9L Sidewinder
65 Luz navegación estribor
66 Estructura borde de ataque en panal de abeja (aluminio)
67 Descargas estáticas
68 Sección fija borde de fuga
69 Estructura alar
70 Depósito combustible integrado en ala
71 Flaperón estribor
72 Sistema tuberías combustible
73 Registros acceso
74 Paneles depósito central combustible
75 Depósito central fuselaje
76 Conducto toma de aire
77 Mamparas sujeción alar
78 Receptáculo toma de aprovisionamiento en vuelo
79 Turbofan Pratt & Whitney F100-PW-100 (3)
80 Reductor motor
81 Eje mando reductor
82 Receptáculo toma de combustible a presión
83 Servoactuador flaperón
84 Estructura trasera fuselaje
85 Depósito integrado en fuselaje
86 Montaje delantero motor
87 Antena
88 Carenado raíz deriva
89 Acumuladores sistema hidráulico control vuelo
90 Suministro corriente luz anticolisión
91 Estabilizador estribor
92 Recubrimientos deriva en fibra grafito-epoxídica
93 Estructura deriva
94 Construcción en panal de abeja borde de ataque deriva
95 Tira acero borde de ataque
96 Antena
97 Luz anticolisión
98 Antena radar alerta trasera
99 Estructura timón dirección en panal de abeja (aluminio)
100 Servoactuador timón dirección
101 Suministro corriente radar alerta



Biplaza F-16B, con base en Hill, Utah, con la cabina alargada de la versión de entrenamiento.



F-16A del equipo acrobático Thunderbirds de la USAF. Se espera que este tipo reemplace al Northrop T-38 Talon en el curso de 1982. El uso del F-16 por los Thunderbirds podría provocar nuevos pedidos para exportación.



F-16A de la USAF con las insignias de la 8ª Ala táctica de caza («Wolf Pack», Manada de lobos) basada en Kunsan, Corea del Sur. Las entregas de F-16 a la 8ª Ala comenzaron a mediados de 1981, y esta unidad dispondrá de 48 aviones para sus dos escuadrones.

102 Luz navegación cola
103 Tobera variable
104 Aerofrenos, en posición abierta, borde de fuga (en intradós y extradós)
105 Martinete aerofreno
106 Estabilizador babor
107 Descargas estáticas
108 Recubrimiento estabilizador
109 Estructura en panal de abeja aluminio
110 Larguero titanio estabilizador
111 Punto articulación estabilizador
112 Servoactuador estabilizador
113 Carenado tobera
114 Actuadores fueldráulicos tobera
115 Extremo final tubería posquemador
116 Mamparos traseros fuselaje
117 Montajes traseros motor
118 Luz formación
119 Lanzador tiras reflectantes radar y bengalas
120 Carenado lateral fuselaje
121 Gancho frenado
122 Aleta ventral
123 Flaperón babor
124 Charnelas flaperón
125 Estructura flaperón
126 Descargas estáticas
127 Sección fija borde de fuga
128 Misiles AIM-9L Sidewinder
129 Zapata lanzamiento misil
130 Luz navegación babor
131 Fijación lanzador misiles
132 Estructura alar
133 Bombas Mk 82 de 227 kg
134 Afuste triple bombas
135 Soporte central ala babor
136 Flap maniobra borde de ataque
137 Actuadores giratorios borde de ataque
138 Depósito integral alar
139 Fijación soporte subalar
140 Encastre alar
141 Patas tren de aterrizaje
142 Vástagos retracción
143 Compuerta rueda principal
144 Rueda principal retráctil
145 Depósito subalar babor, 1 700 l
146 Soporte ventral fuselaje
147 Contenedor ECM y perturbador radar Westinghouse AN/ALQ 119-1



F-16A del Escuadrón de Reconocimiento n.° 306 de las Reales Fuerzas Aéreas Neerlandesas (Koninklijke Luchtmacht) que recibirán sus aviones en 1984. Todas las fuerzas aéreas europeas usuarias del F-16 emplean el mismo esquema de camuflaje de la USAF, y únicamente difieren en las marcas y en los carenados de la raíz de la deriva.

La solución de este problema en el F-16 reside en una estabilidad artificial (electrónica) y en la combinación de la información del piloto con la del sistema automático de control de vuelo. Esta combinación depende de mandos eléctricos, que reciben los estímulos del piloto en forma de señales eléctricas desde transductores de fuerza en la palanca lateral de mando y los pedales del timón. El sistema automático de control de vuelo proporciona también la corrección de la actitud del avión (de ahí la libertad del piloto para maniobrar a su gusto) y del uso de los flaps alares en combate.

El contrato del siglo

La naturaleza de las pruebas realizadas con los dos prototipos cambió repentinamente cuando, en abril de 1974, el programa de demostración tecnológica LWF fue convertido por la USAF en un concurso para un nuevo caza de combate susceptible de ser fabricado en grandes cantidades.

En enero de 1975 se anunció que el YF-16 había ganado el concurso, y la USAF se comprometió formalmente a adquirir por lo menos 650 unidades a GD en un periodo de 5 años. El secretario de las Fuerzas Aéreas, John McLucas, declaró: «El YF-16 posee muchas ventajas en prestaciones sobre el YF-17... en aceleración, radio de giro, alcance... principalmente en régimen transónico y supersónico. Ventajas menores son también... mejor tolerancia a altos *g* gracias a su asiento inclinado, mejor visibilidad y mejor deceleración. El YF-16 ofrece menor resistencia al avance y un diseño más limpio.» La decisión tuvo en cuenta también la necesidad de menos modificaciones para el desarrollo del YF-16 en producción estándar, su bajo coste de vida cíclica y el efecto favorable en los costes del programa F-15, gracias a la utilización de un motor común. En diciembre de 1976, el primero de los ocho aviones de desarrollo realizó su vuelo inicial, y fue seguido en agosto de 1978 por el primero de los 1 388 aviones de serie para la USAF (el pedido inicial de 650 se incrementó en 738 más en enero de 1977). La producción para la USAF hubo de simultanearse desde el principio con la atención a los pedidos de los gobiernos del Grupo Participante Europeo que habían declarado, antes de la elección de la USAF, que si decidían adoptar un caza norteamericano en lugar del Dassault Mirage 2 000 o el Saab-Scania Viggen, seguirían el criterio de la USAF.

Con unos pedidos de 348 aviones en total como punto de partida, uno de los YF-16 voló a través del Atlántico en mayo de 1975 para participar en la exhibición internacional de París. Al mes siguiente, después de algunos vuelos espectaculares en Le Bourget, los gobiernos de Bélgica, Dinamarca, Países Bajos y Noruega anunciaron su intención de adquirir el F-16, a cambio de una considerable contraprestación en trabajo que se realizaría en Europa.

Los pedidos europeos son hasta el momento los siguientes: Bélgica 116, Dinamarca 58, Países Bajos 124 (aumentados a partir de la cifra original de 102, y posiblemente complementados en breve por otros 30 para cubrir aviones dados de baja o perdidos, y 81 más para reemplazar al NF-5) y Noruega 72. El primer F-16 de una línea de montaje europea fue entregado formalmente a las Fuerzas Aéreas Belgas en enero de 1979.

Otro país europeo posible usuario del F-16 es España, donde ha sido evaluado como parte del programa de renovación de material del Ejército del Aire dentro del proyecto FACA (Futuro Avión de Combate y Ataque), que aún no ha comunicado oficialmente su decisión final. Un total de 144 aviones sería en todo caso la cifra española.

Irán iba a adquirir al menos 160 F-16, pero la caída del Sha a principios de 1979 condujo a la cancelación del pedido, beneficiándose de ello Israel que había pedido 75 F-16 en agosto de 1978 y vio acelerada su entrega. Egipto recibirá 40 F-16, y a mediados de 1981 existían, al parecer, pedidos de Corea del Sur (36 aviones) y Pakistán (15 aviones).

Las entregas de F-16 a la USAF comenzaron en noviembre de 1978; los primeros aviones equiparon la 388ª Ala táctica de caza con base en Hill, Utah. A finales de 1979 se habían entregado a la USAF un total de 60 unidades, 186 a finales de 1980 y 350 a final de 1981; se prevé un decrecimiento del ritmo de fabricación desde la

Esta composición artística muestra el aspecto que tendría el F-16 si dispusiera de alas en flecha negativa. El modelo ha sido propuesto a la Agencia de Investigación de Proyectos Avanzados para la Defensa por General Dynamics, pero parece que se ha preferido una propuesta de Grumman (foto General Dynamics).





F-16A de las Reales Fuerzas Aéreas Noruegas, que poseen en la actualidad dos unidades: el Escuadrón n.° 332 en Rygge y el n.° 331 en Bodo.

F-16A del 133° Escuadrón de la Heyl Ha'Avir israelí, uno de los 75 suministrados desde la línea de montaje de Fort Worth.

cifra máxima de 164 unidades anuales en 1981, hasta los 120 al año en el periodo comprendido entre 1985 y 1989, en que se dará por finalizada la producción.

Las Fuerzas Aéreas Belgas fueron el segundo usuario del F-16; las entregas comenzaron en enero de 1979 a partir de la 1.ª Ala Beauvechain y la 10ª Ala de Kleine Brogel será reequipada hacia 1982-83. Las entregas a las Fuerzas Aéreas Neerlandesas se iniciaron en junio de 1979 en la base Leeuwarden, primero para el 322° Escuadrón y después para el 323°. Las Fuerzas Aéreas Israelíes (Heyl Ha'Avir) obtuvieron su primer F-16 en diciembre de 1979, utilizándolo para entrenamiento en la base americana de Hill. La entrega inicial fue a equipar el 133° Escuadrón en julio de 1980.

Las Reales Fuerzas Aéreas Noruegas fueron el quinto usuario en recibir el F-16, yendo el primero al 332° Escuadrón de Rygge. Entregas posteriores se destinaron a los n.ºs 331 de Bodo, 336 de Rygge y 338 de Orland. Las Reales Fuerzas Aéreas Danesas recibieron sus primeros F-16 en enero de 1980, para los escuadrones n.ºs 726 y 730, con base en Skrydstrup. Los pedidos actuales del Grupo Participante Europeo, estarán totalmente cumplimentados hacia 1985. Las Fuerzas Aéreas Egipcias (Al Quwwat Aljawwiya Ilmisriya) recibirán sus F-16 desde Forth Worth entre enero de 1982 y diciembre de 1983.

En acción

Al tiempo de escribir estas líneas, sólo los israelíes han utilizado sus F-16 en combate, al atacar, el 7 de junio de 1981, la planta nuclear iraquí de Osirak, en las cercanías de Bagdad. La operación fue técnicamente notable, tanto por su radio de acción como por la precisión del bombardeo. Los informes indican que los aviones tenían su base en Etzian, al sur del Sinaí, a casi 1 000 km del objetivo, con una duración de vuelo de 1 h 20 min. Se cree que para lograr este alcance, cada F-16 llevaba un depósito ventral de 1 136 l y dos subalares de 1 400 l. No se utilizó el reaprovisionamiento en vuelo. En el costado exterior de cada depósito subalar, cada F-16 llevaba una bomba Mk 84 no guiada de 907 kg. Los ocho F-16 fueron escoltados por seis F-15 Eagle como cobertura superior. Las bombas fueron lanzadas en una sola pasada, y probablemente se utilizó un ligero picado para mejorar la puntería, dado que todas las bombas parecen haber alcanzado la cúpula del reactor.

Volviendo al tema del desarrollo del F-16, una versión de coste reducido está disponible actualmente para la exportación dentro del programa FX. Propulsada por un reactor General Electric J79 similar al del F-104 y el F-4, esta variante se designa F-16/79. Aunque menos potente que el reactor estándar F100, el J79 proporciona un empuje «Combat Plus» (máximo en combate) de 8 494 kg, equivalente a una velocidad máxima de Mach 2,1.

El F-16 es también utilizado como banco de ensayos en el programa AFTI (Advanced Fighter Technology Integration, integración de tecnología avanzada para cazas) que incluye la colocación de aletas canard bajo la toma de aire y la evaluación de nuevas técnicas de control de vuelo para mejorar la exactitud del tiro.

Un cambio más importante es el que concierne al F-16E (anteriormente F-16XL o SCAMP), que con alas en flecha invertida sería utilizado para comprobar la viabilidad del vuelo supersónico de crucero en los futuros cazas de la USAF. La inusual flexibilidad del F-16, producto de su construcción modular y sus sistemas eléctricos de control de vuelo, le asegura la permanencia a la cabeza del desarrollo de cazas durante los años venideros.

Variantes del Gen. Dynamics F-16

F-16A: versión usual de producción movida por un turbofan Pratt & Whitney F100

F-16B: biplaza de entrenamiento derivado del F-16A, con las mismas dimensiones totales pero con capacidad interna de combustible reducida a 2 624 kg

F-16/79A: monoplaza de costo reducido, movido por un turbojet General Electric J79-GE-17X con poscombustión, de 8 801 kg de empuje máximo usual o de 8 489 kg en Combat Plus; peso vacío incrementado a 7 639 kg; capacidad interna de combustible idéntica, y velocidad máxima de Mach 2,1

F-16/79B: versión propuesta del F-16/79A para entrenamiento biplaza

F-16E: (anteriormente F16XL o SCAMP) avión de ensayos a Mach 2,5 con alas en flecha invertida y fuselaje alargado para pruebas conducentes a un posible caza supersónico de crucero para la USAF; longitud aumentada a 16,59 m, envergadura 9,88 m, superficie alar 60 m^2 y capacidad de combustible 5 782 kg; mantiene el motor F100, que podría ser sustituido más adelante por un F101DFE

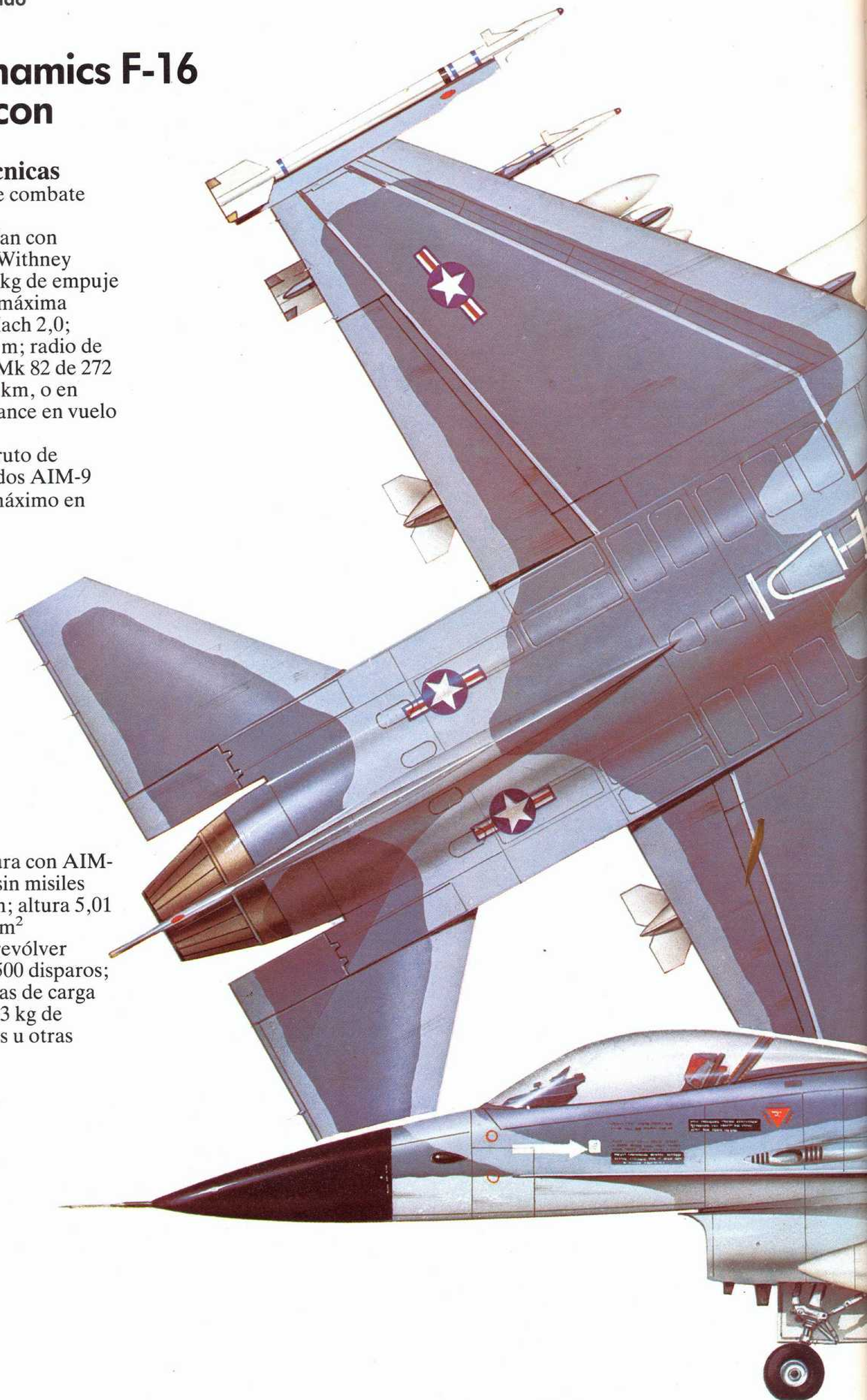
F-16/AFTI: avión experimental equipado con aletas canard y sistema modificado de control de vuelo, para pruebas de integración de tecnología avanzada para cazas (AFTI)

F-16/101: avión experimental con turbofan General Electric F101DFE con poscombustión de 12 245 kg de empuje, para comprobar la futura utilización de este motor en posibles variantes del F-16

Biplaza F-16B de las Fuerzas Aéreas Belgas en configuración de aterrizaje. Los F-16 belgas dispondrán de un carenado de la raíz de la deriva para el sistema ECM de perturbación Loral Rapport III (foto General Dynamics).



General Dynamics F-16 Fighting Falcon



Especificaciones técnicas

Tipo: caza monoplaza de combate aéreo
Planta motriz: un turbofan con poscombustión Pratt & Withney F100-PW-200 de 10 807 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima (limpio) 2 212 km/h o Mach 2,0; techo de servicio 18 300 m; radio de acción con seis bombas Mk 82 de 272 kg en misión hi-lo 1 102 km, o en misión lo-lo 550 km; alcance en vuelo de traslado 3 565 km
Pesos: vacío 6 865 kg; bruto de superioridad aérea con dos AIM-9 Sidewinder 10 800 kg; máximo en despegue 14 966 kg

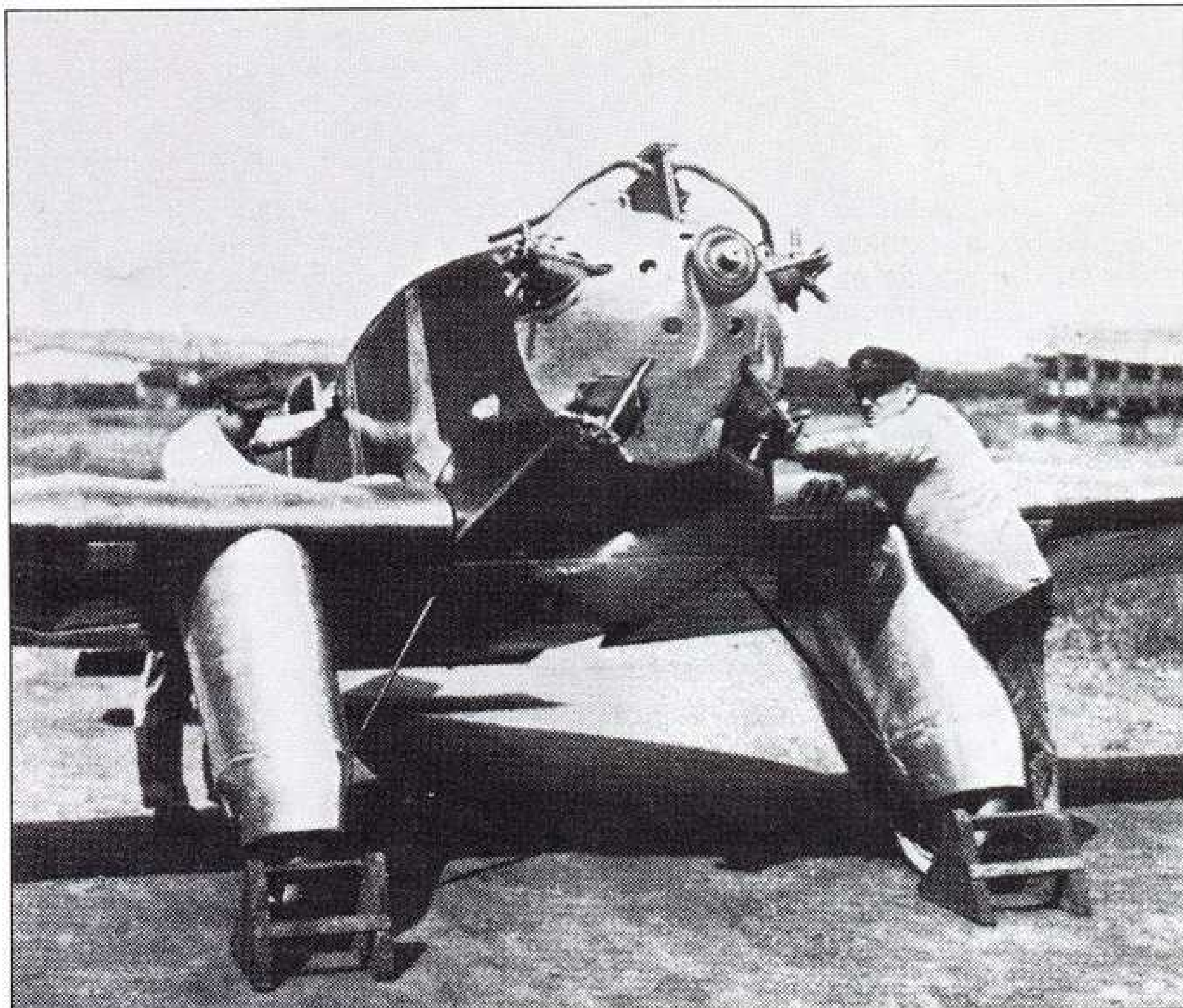
Dimensiones: envergadura con AIM-9 en punta de ala 10 m; sin misiles 9,45 m; longitud 14,52 m; altura 5,01 m; superficie alar 27,87 m^2
Armamento: un cañón-revólver M61A-1 de 20 mm con 500 disparos; nueve estaciones externas de carga para un máximo de 6 893 kg de bombas; cohetes, misiles u otras cargas



F-16A estándar de las Fuerzas Aéreas norteamericanas con el acabado en dos tonos de gris adoptado por la mayoría de usuarios del F-16. Este inusual esquema de camuflaje fragmenta el perfil del aparato, al tiempo que la mezcla de tonos medios y claros representa un compromiso entre el color claro para la superioridad aérea y el tono oscuro para los ataques a baja cota.

A-Z de la Aviación

Albatros L.59 y L.60



Diseñado como avión deportivo, el Albatros L.59 era una mezcla de elementos antiguos y modernos: un fuselaje cuadrangular combinado con un tren de aterrizaje carenado y una punta de morro relativamente bien resuelta.

Historia y notas

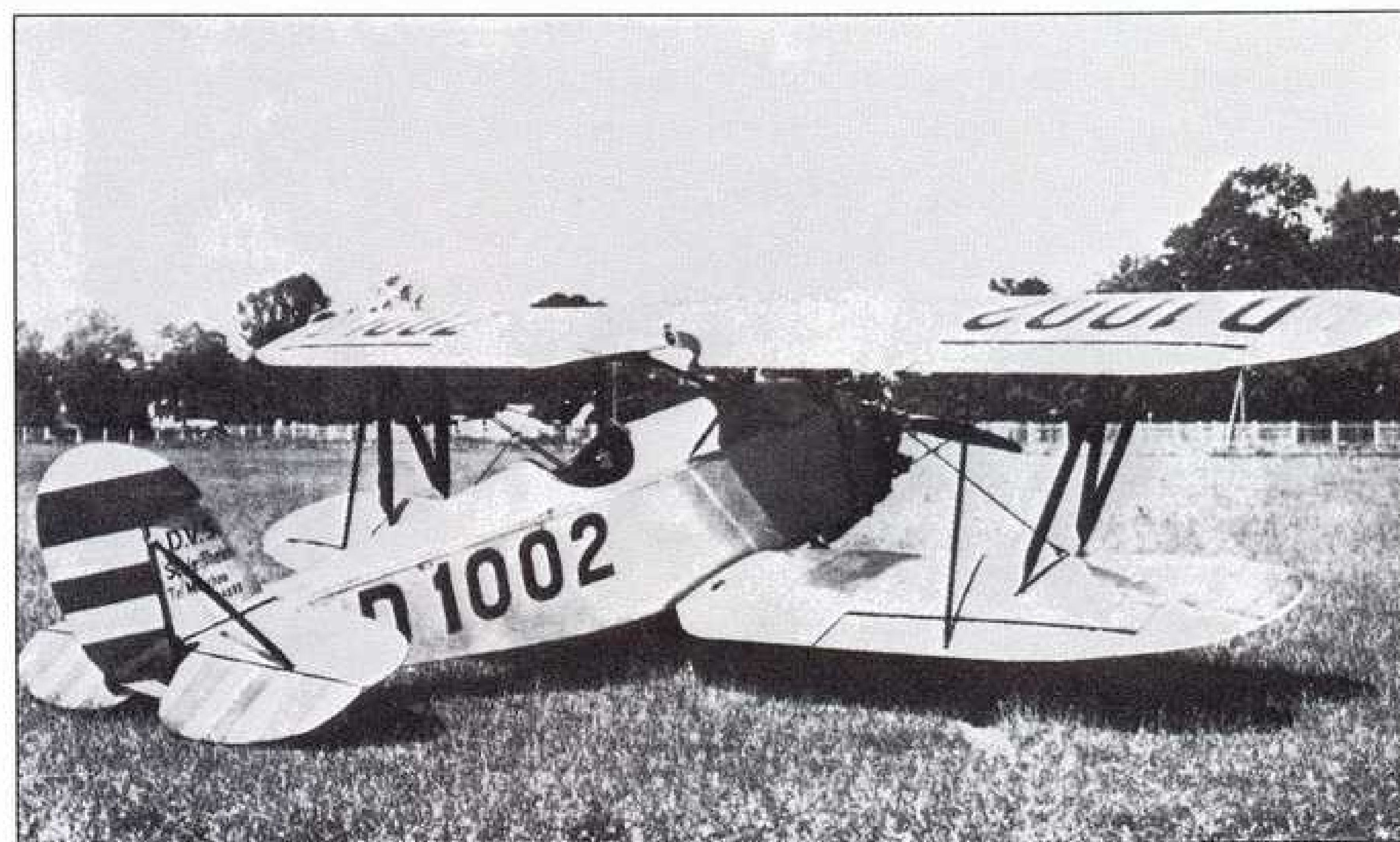
En 1923 la compañía Albatros diseñó y fabricó el monoplano monoplaza de ala baja **L.59**, con una estructura construida básicamente en madera. Las alas cantilever tenían en su raíz una sección muy gruesa, y se afilaban hacia las puntas tanto en anchura como en espesor; las grandes patas del tren de aterrizaje, provistas de «pantalones», iban arriostradas bajo la sección central de las alas. El fuselaje, con laterales de tablero, daba acomodo al piloto en una cabina abierta con salida a babor; el empenaje era convencional, con un patín montado en el extremo de cola de la estructura del fuselaje. La planta motriz consistía en un motor radial Siemens-Halske, montado en el morro, que movía una hélice tractora bipala.

Simultáneamente se construyó una versión similar biplaza bajo el nombre de **L.60**. Difería del L.59 en que estaba provista de una segunda cabina para un pasajero, situada detrás del puesto del piloto con salida a estribor, y en la instalación de un nuevo motor de mayor potencia.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano monoplaza de turismo
Planta motriz: (L.59) un motor radial Siemens-Halske de 55 hp, (L.60) un motor radial Siemens-Halske de 75 hp
Prestaciones: (A: L.59, B: L.60) velocidad máxima a 1 000 m de altitud, A 140 km/h, B 145 km/h; velocidad de ascensión hasta 1 000 m, A 9 min, B 8 min
Pesos: vacío, A 348 kg, B 368 kg; máximo en despegue, A 480 kg, B 600 kg

Albatros L.68 Alauda



La serie de los Albatros L.68 fue ampliamente empleada en los años treinta. En la figura, un elegante monoplaza L.68a. El modelo biplaza disponía de una cabina adicional en posición delantera de forma que no afectaba a la situación del centro de gravedad del avión.

Historia y notas

La Albatros Werke AG se disolvió como compañía a principios de 1925 para reconstituirse de nuevo bajo el nombre de Albatros-Flugzeugwerke GmbH. Esta reorganización señaló también un cambio en los productos de la compañía; las pesadas, y a menudo, feas, estructuras construidas en los primeros años de la posguerra dejaron paso a aviones de una apariencia más moderna. Un modelo típico de esta nueva época fue el avión de entrenamiento biplaza denominado **Albatros L.68c Alauda.**

Con una configuración de biplano, el L.68c disponía de una estructura alar de madera recubierta de tablero y tela, e incorporaba alerones en ambas alas. El fuselaje y el empenaje arriostrado eran de estructura tubular de acero y estaban recubiertos de tela a excepción del compartimiento del motor. El tren de aterrizaje con patín de cola disponía de patas sujetas por dos robustas vigas en «V»; la viga delantera de cada pata iba provista de amortiguadores. Las dos cabinas abiertas disponían en forma estándar de doble mando. Estaba propulsado por un motor radial Siemens-Halske con carenado exterior, montado en el morro del fuselaje. Se había previsto toda una gama de diferentes montajes del motor a fin de instalar plantas motrices alternativas.

Los L.68 permanecieron en servicio durante muchos años; cuando el partido Nazi formó en abril de 1937 el Nationalsozialistische Fliegerkorps para las prácticas de vuelo sin motor, los alumnos más aventajados recibían un entrenamiento posterior en aviones propulsados a motor, entre ellos el L.68.

Variante

Albatros L.68e Alauda: Similar al L.68c, excepto por tener instalado un motor radial Armstrong Siddeley Lynx de 200 hp; velocidad máxima 184 km/h y techo de servicio 5 000 m

Especificaciones técnicas

Tipo: biplaza de entrenamiento
Planta motriz: un motor radial Siemens-Halske Sh. 12 de 100 hp
Prestaciones: velocidad máxima 135 km/h; trepada hasta los 2 000 m en 24 min
Pesos: vacío 595 kg; máximo en despegue 875 kg
Dimensiones: envergadura 10,10 m; longitud 6,48 m; altura 2,87 m; superficie alar 25 m^2

Albatros L.69

Historia y notas

La Albatros-Flugzeugwerke proyectó y fabricó, bajo la designación **Albatros L.69**, un pequeño aeroplano de carreras para tomar parte en el Deutsche Rundflug de 1925. Las alas parasol en cantilever del L.69 se afilaban en anchura y espesor desde la raíz hacia la punta, e incorporaban grandes aerofrenos en los bordes de fuga. La cola incluía un empenaje ligeramente en flecha, timones de profundidad de gran superficie y un timón de dirección ancho, sin deriva según era habitual en esa época, compensado por medio de contrapesos. El tren de aterrizaje era del tipo de patín de cola fijo, y el fuselaje suministraba acomodo para dos personas en cabinas abiertas, con el piloto en la posición de popa, provisto de un apoyacabeza carenado en la cubierta superior del fuselaje. La planta motriz podía consistir, alternativamente, en un motor radial de tres cilindros Bristol Lucifer, o



El Albatros L.69 era un avión de carreras de líneas relativamente modernas. El ejemplar de la fotografía va provisto de un motor radial Siemens-Halske de 110 hp; la alternativa era el Bristol Lucifer, de 100 hp.

bien en un motor radial de nueve cilindros Siemens-Halske Sh.12, que propulsaban una hélice bipala provista de un buje de gran diámetro.

Especificaciones técnicas
Tipo: monoplano biplaza de carreras
Planta motriz: un motor radial Bristol Lucifer de 100 hp, o Siemens-Halske Sh. 12 de 110 hp
Prestaciones: (Lucifer) velocidad máxima 195 km/h; techo de servicio 4 100 m
Pesos: máximo en despegue 650 kg
Dimensiones: envergadura 8,06 m; longitud 6,10 m; altura 2,07 m; superficie alar 10,35 m^2

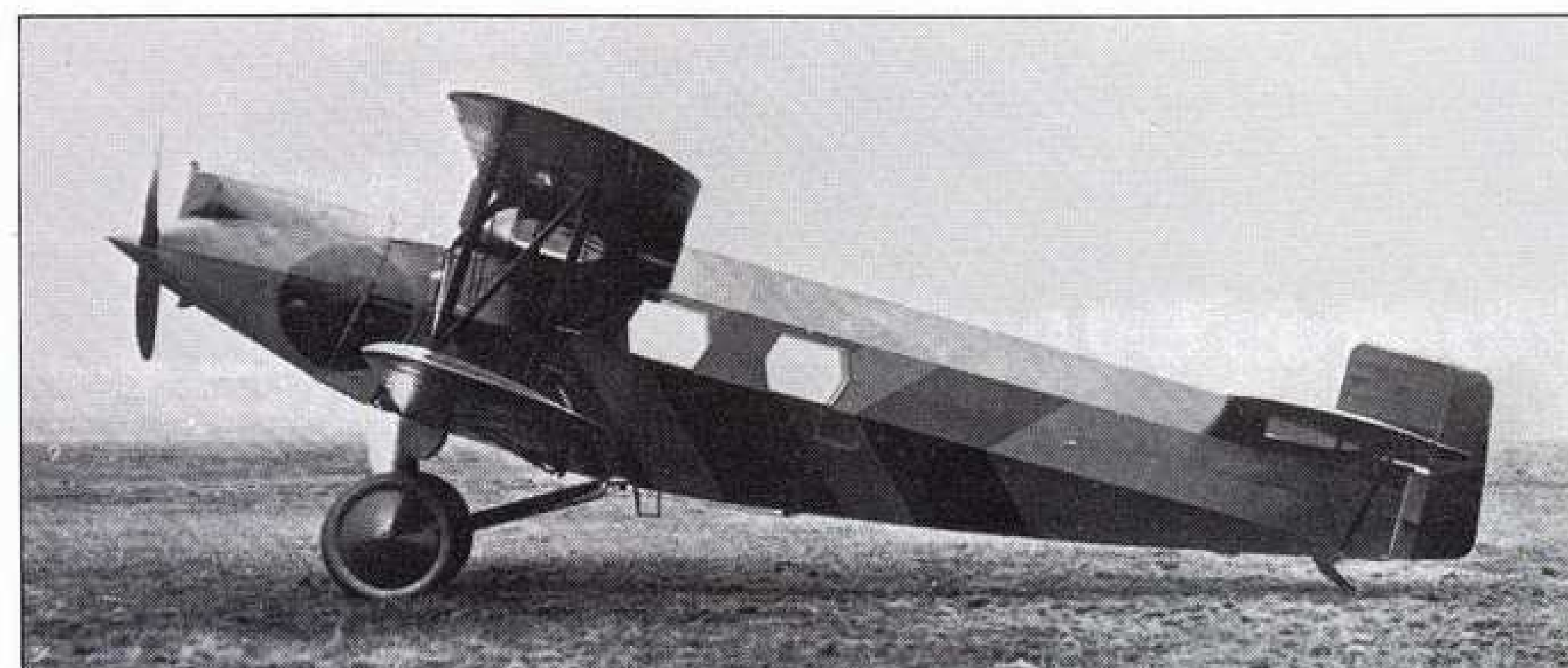
Albatros L.72

Historia y notas

El **Albatros L.72** fue un avión de transporte bastante inusual, proyectado para llevar a un piloto y cuatro pasajeros, pero que, alternativamente, podía ser empleado para el transporte de carga o de periódicos. Con una configuración de biplano, su estructura alar básica era de metal con recubrimiento de tela, mientras que el fuselaje profundo y el empenaje arriostrado eran de tubo de acero soldado recubierto de tela. El tren de aterrizaje era el típico de los Albatros, con patín de cola, y el motor B.M.W., en el morro del fuselaje, estaba cuidadosamente carenado en su parte inferior y parcialmente descubierto en la superior. El piloto se acomodaba en una cabina abierta situada detrás del motor, y en la cabina cerrada podían instalarse asientos para cuatro pasajeros.

En cambio, cuando se empleaba para la distribución de periódicos, la cabina estaba provista de dos asientos abatibles y dos rampas montadas verticalmente que sobresalían de la parte baja del fuselaje. Cada una de ellas podía contener 16 paquetes de diarios con un peso de 10 kg cada uno; los paquetes se lanzaban, uno a uno o todos juntos, por medio de una palanca situada en la cabina del piloto.

Especificaciones técnicas
Tipo: transporte ligero
Planta motriz: un motor en línea B.M.W. de 300 hp
Prestaciones: velocidad máxima 160 km/h; velocidad de crucero 148 km/h; techo de servicio 3 100 m
Pesos: vacío 1 345 kg; máximo en despegue 2 090 kg
Dimensiones: envergadura 13,00 m; longitud 10,50 m; altura 3,60 m; superficie alar 44,50 m^2



El Albatros L.72 era un aparato diseñado para el transporte de periódicos, que lanzaba al espacio por medio de rampas situadas en el fuselaje.

Albatros L.73

Historia y notas

Proyectado para cumplir un pedido de la Deutsche Lufthansa, el **Albatros L.73** era un transporte civil bimotor previsto específicamente para el servicio nocturno. Era un biplano de gran amplitud, con una estructura básica metálica recubierta de tela y metal; y disponía de un empenaje convencional arriostrado y un tren de aterrizaje con patín de cola y patas muy separadas. Los dos motores B.M.W. iban montados a ambos lados del fuselaje, entre los planos. Los puntos de fijación de los motores concidían con las vigas interplanos de los extremos de la sección central de las alas, y las dos hélices giraban muy por delante de los bordes de ataque de aquellas. Piloto y copiloto se sentaban lateralmente en una cabina cubierta, situada en el morro del fuselaje, que disponía de un parabrisas pero tenía abiertos los laterales. Los pilotos disponían de doble mando, equipo de radio, y de uno de los primeros giróscopos indicadores de dirección, que también señalaba los niveles a proa y popa. La cabina cerrada disponía de calefacción y ventilación, y daba acomodo a ocho pasajeros confortablemente sentados; cuatro de estos asientos podían ser convertidos fácilmente en dos literas.

Se cree que tres o cuatro aviones de este tipo entraron en servicio en la Lufthansa en 1926, y se emplearon en vuelos nocturnos, hasta 1930, en rutas domésticas e internacionales.

Especificaciones técnicas
Tipo: transporte nocturno para ocho pasajeros
Planta motriz: dos motores en línea B.M.W. IVa de 240 hp
Prestaciones: velocidad máxima 145 km/h; tiempo de trepada hasta 1 000 m de altitud 14 min; autonomía 4 horas
Pesos: vacío 3 024 kg; máximo en despegue 4 610 kg
Dimensiones: envergadura 17,00 m; longitud 14,60 m; altura 4,70 m; superficie alar 92,00 m^2



El avión de línea Albatros L.73 disponía de una curiosa cabina biplaza provista de parabrisas y techo, pero sin protección contra los elementos en los laterales. La producción de este modelo fue muy limitada; el ejemplar de la fotografía fue uno de los tres o cuatro utilizados por la compañía aérea alemana Lufthansa.

Albatros L.75A Esel

Historia y notas

En la misma línea del L.68 Alauda que le había precedido, el **Albatros L.75A Esel** (Burro) había sido proyectado como avión de entrenamiento avanzado de altas prestaciones. Su construcción era en general muy similar, aunque disponía de modificaciones tales como un empenaje de incidencia regulable y patas del tren de aterrizaje reforzadas, con amortiguadores de caucho e hidráulicos. Además, para simplificar su manejo en tierra, el patín de cola era orientable. La cabina disponía de espacio para equipo fotográfico y de radio y para cargar los paracaídas, y los sencillos controles dobles del L.68 habían sido complementados con equipo doble. El cambio más significativo radicaba en la planta motriz: en el Esel se instaló un motor lineal B.M.W., mucho más potente, y cuidadosamente carenado.

El L.75A también permaneció en servicio durante un largo periodo de tiempo y, al igual que el L.68, fue empleado por la Deutsche Verkehrsfliegerschule para el entrenamiento de los pilotos prometedores seleccionados entre las organizaciones juveniles del partido Nazi.

Especificaciones técnicas
Tipo: biplaza de entrenamiento avanzado
Planta motriz: un motor en línea B.M.W. Va de 350 hp
Prestaciones: velocidad máxima 217 km/h; velocidad de crucero 178 km/h; techo de servicio 6 500 m; autonomía 1 600 km
Pesos: vacío 1 085 kg; máximo en despegue 1 785 kg
Dimensiones: envergadura 12,50 m; longitud 10,00 m; altura 3,25 m; superficie alar 37,00 m^2



El Albatros L.75 A de entrenamiento estaba basado en el precedente L.68 Alauda, con mejoras tales como un empenaje con ángulo de incidencia ajustable. El modelo fue ampliamente usado por la Verkehrsfliegerschule, que, pese a su nombre, entrenaba también a pilotos militares.

Albatros L.79 Kobold

Historia y notas

Bajo la designación de **Albatros L.79 Kobold** (Duende), esta compañía proyectó y fabricó un avión experimental ligero diseñado específicamente para el vuelo invertido. Con una configuración de biplano monoplaza de una sola sección, el L.79 disponía de alas de sección aerodinámica simétrica que ofrecían las mismas características generales de sustentación, tanto en vuelo convencional como invertido. La estructura de las alas era de madera recubierta por medio de contrachapado y de tela, y los alerones, situados en ambas alas, eran de aleación ligera con cubierta de tela. El fuselaje y el empenaje arriostrado estaban construidos con tubos de acero recubiertos de tela, y el tren de aterrizaje era del tipo de patín de cola fijo. El L.79 estaba previsto para la investigación de los problemas del vuelo invertido, y consecuentemente se le proveyó de un sistema especialmente adaptado a esta circunstancia, para la alimentación de combustible a su motor Siemens-Halske.

Especificaciones técnicas
Tipo: biplano experimental
Planta motriz: un motor radial Siemens-Halske Sh.12 de 125 hp
Prestaciones: (A: normal, B: vuelo acrobático) velocidad máxima, A y B, 165 km/h; tiempo de trepada inicial hasta los 1 000 m, A 4 min 30 seg, B 4 min; autonomía, A 2 h 30 min, B 1 hora 15 min
Pesos: vacío, A y B 465 kg; máximo al despegue, A 640 kg, B 585 kg
Dimensiones: envergadura 8,80 m; longitud 6,27 m; altura 2,24 m; superficie alar 16,60 m^2

Albatros L.82

Historia y notas

Al objeto de poder competir con los numerosos aviones ligeros europeos diseñados a fines de los años veinte, poco después de que el de Havilland Moth marcara a todos el camino a seguir, la Albatros-Flugzeugwerke desarrolló el biplano biplaza de turismo y de entrenamiento **L.82.** Su configuración era la que en aquel entonces había llegado a ser convencional: alas de madera recubiertas de contrachapado y tela; fuselaje y empenaje en tubo de acero soldado con cubierta de tela; y tren de aterrizaje del tipo de patín de cola fijo. El fuselaje incorporaba dos cabinas abiertas en tándem, que disponían de doble mando estándar. Su característica más distintiva era la cola, de configuración poco usual, que constaba de un empenaje arriostrado con ángulo de incidencia ajustable montado sobre una pequeña deriva, y de un timón de dirección compensado mediante contrapesos, sujeto al fuselaje de popa.

Especificaciones técnicas

Tipo: biplano biplaza de turismo/entrenamiento
Planta motriz: un motor lineal de Havilland Gipsy de 100 hp
Prestaciones: (A: avión de paseo, B: de entrenamiento) velocidad máxima A y B 165 km/h; velocidad de crucero A y B 140 km/h; techo de servicio, A 3 700 m, B 4 500 m; autonomía, A 560 km, B 460 km
Pesos: vacío, A y B, 400 kg; máximo en despegue, A 750 kg, B 630 kg
Dimensiones: envergadura 9,00 m; longitud 7,75 m; altura 2,75 m; superficie alar 20 m^2

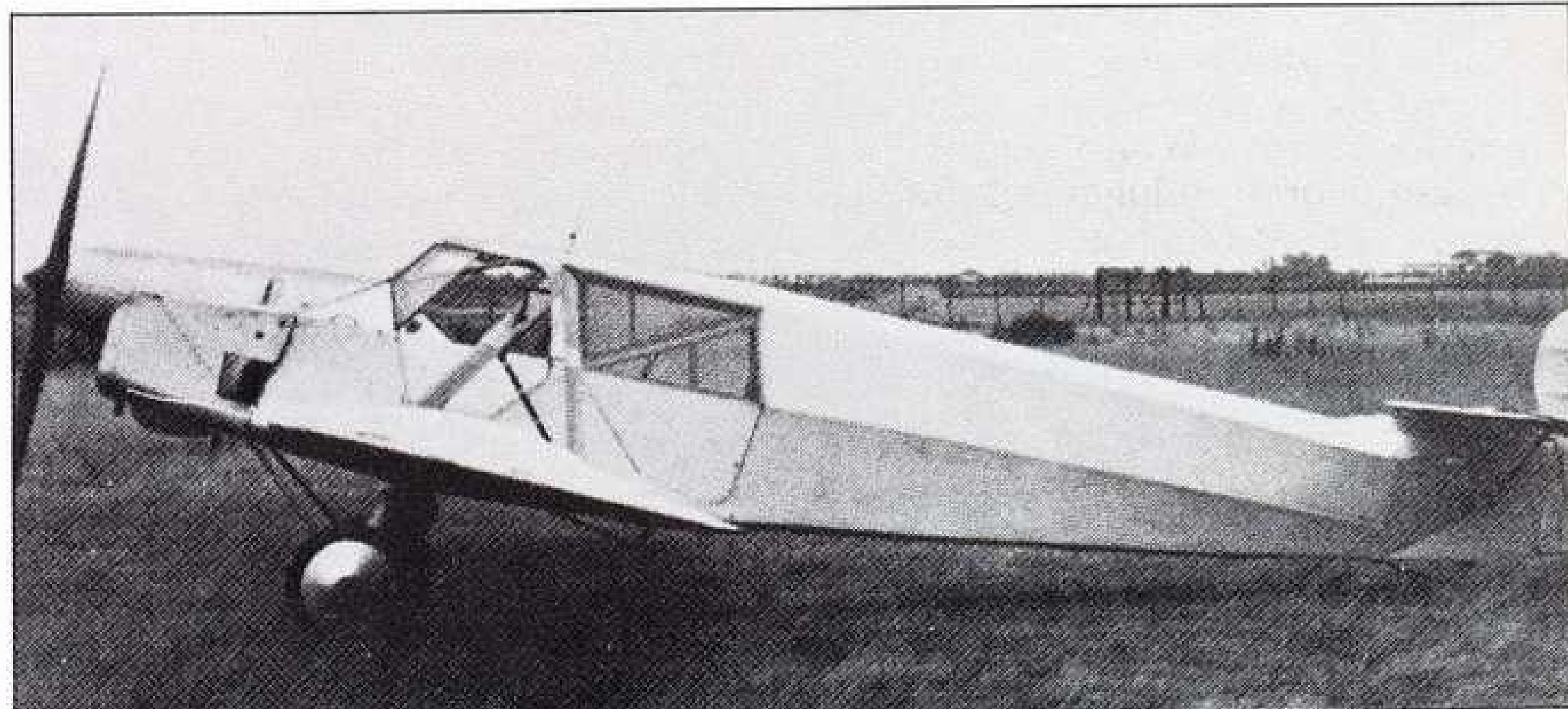
Albatros L.100

Historia y notas

Bajo la designación **L.100**, la Albatros-Flugzeugwerke proyectó un triplaza deportivo construido en gran parte de metal. Tenía una configuración de monoplano, con alas bajas arriostradas de aleación ligera recubiertas de tela, que podían plegarse para su almacenamiento. El fuselaje y la cola estaban construidos básicamente de tubo de acero con cubierta de tela, y el empenaje iba montado sobre la superficie superior del fuselaje de sección cuadrada. Un ancho timón de dirección, compensado por medio de contrapesos, iba sujeto directamente al fuselaje de popa, ya que no existía en el proyecto ninguna deriva fija. El tren de aterrizaje era del tipo de patín de cola fijo, y disponía de amortiguadores en las patas y de frenos en las ruedas. La cabina cerrada, perfectamente acristalada, disponía de acomodo para dos personas, en asientos lado a lado provistos de doble mando, más una tercera plaza a popa. Al parecer, sólo se construyó una unidad.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano deportivo triplaza
Planta motriz: un motor lineal de cilindros invertidos Argus As.8 de 110 hp
Prestaciones: velocidad de crucero 150 km/h; techo de servicio 5 000 m; autonomía 800 km



La extraña apariencia del Albatros L.100 provenía del arriostramiento de su ala baja monoplana por medio de montantes que se fijaban en el techo de la cabina, con lo que el efecto óptico era el de un biplano sin ala superior.

Albatros L.101

Historia y notas

El monoplano biplaza de turismo/entrenamiento aparecido en 1930 y designado como **Albatros L.101** tenía una configuración de ala alta, arriostrada por medio de montantes al fuselaje y tren de aterrizaje; su estructura básica era de metal, con recubrimiento de tela. Al igual que en el L.100, las alas podían plegarse para facilitar su aparcamiento y transporte en tierra; la cola y el tren de aterrizaje eran también similares al modelo citado. El piloto y el pasajero/alumno se acomodaban en dos cabinas abiertas en tándem. No se conocen cifras de producción, si es que la hubo.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano biplaza de turismo/entrenamiento
Planta motriz: un motor lineal de cilindros invertidos Argus As.8a de 110 hp
Prestaciones: velocidad de crucero 160 km/h; techo de servicio 5 000 m; autonomía 750 km
Pesos: vacío 515 kg; máximo en despegue 830 kg
Dimensiones: envergadura 12,50 m; longitud 8,50 m

El Albatros F.101 era un monoplano con alas parasol plegables arriostradas al tren de aterrizaje, y una cola poco usual (empenaje montado sobre una deriva baja, y timón casi separado).

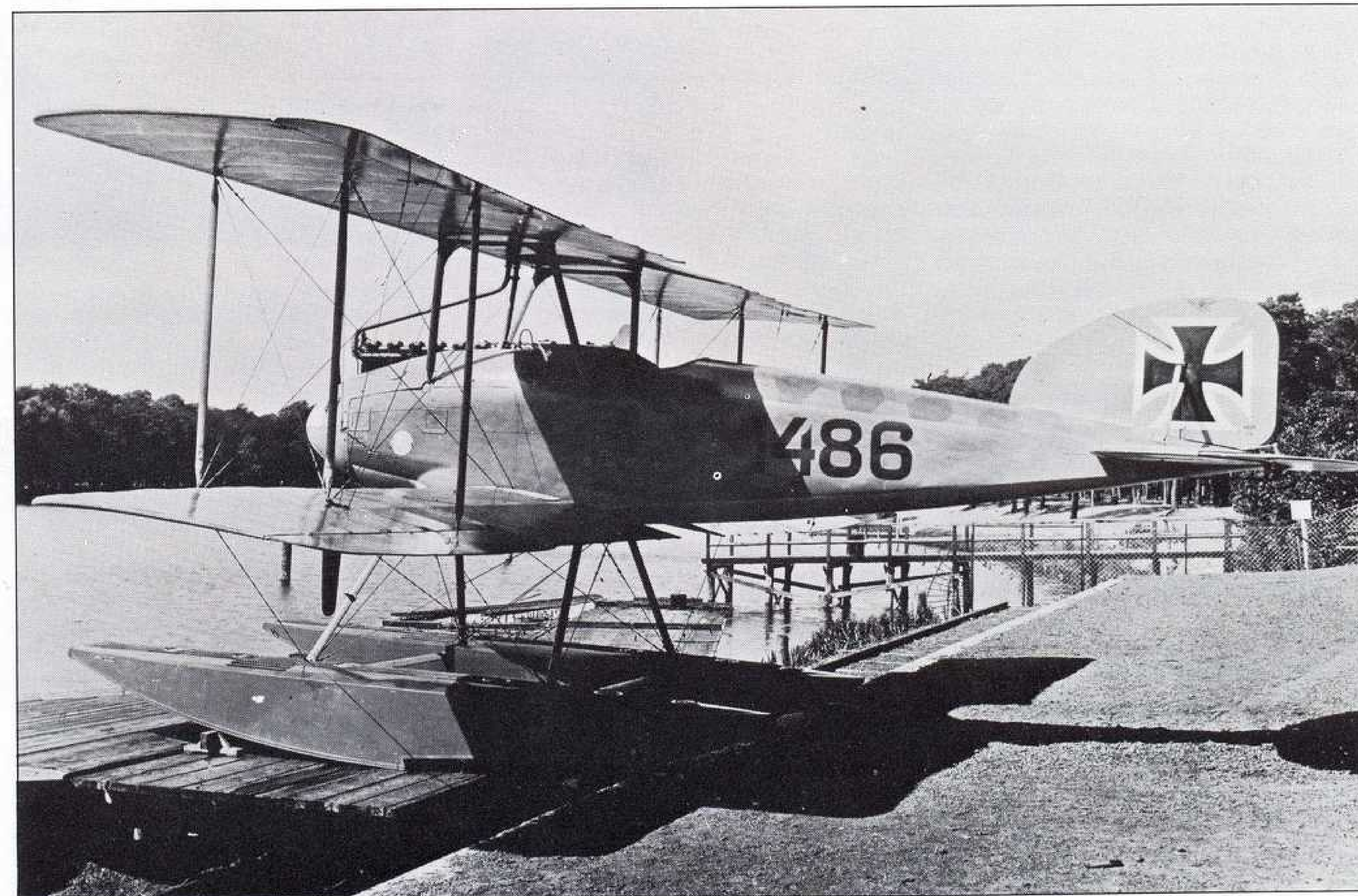


Albatros W.4

Historia y notas

Los frecuentes ataques llevados a cabo contra los aeropuertos alemanes situados a lo largo de la costa del Mar del Norte, por parte de hidrocanoas e hidroaviones británicos, fueron la causa de que el Almirantazgo alemán encargase el proyecto de un hidroavión de caza apto para la defensa costera. Como su construcción se consideró de urgente necesidad, los fabricantes trabajaron sobre la base de aviones de reconocimiento o cazas ya existentes, que modificaron para acoplarles un tren de aterrizaje provisto de flotadores.

En el caso de la Albatros Werke, se tomó la decisión de utilizar para este nuevo avión el tipo D.I.; en consecuencia, muchos autores han descrito el **Albatros W.4**, como se denominó el nuevo hidroavión, como un D.I. con flotadores. No puede decirse que esto

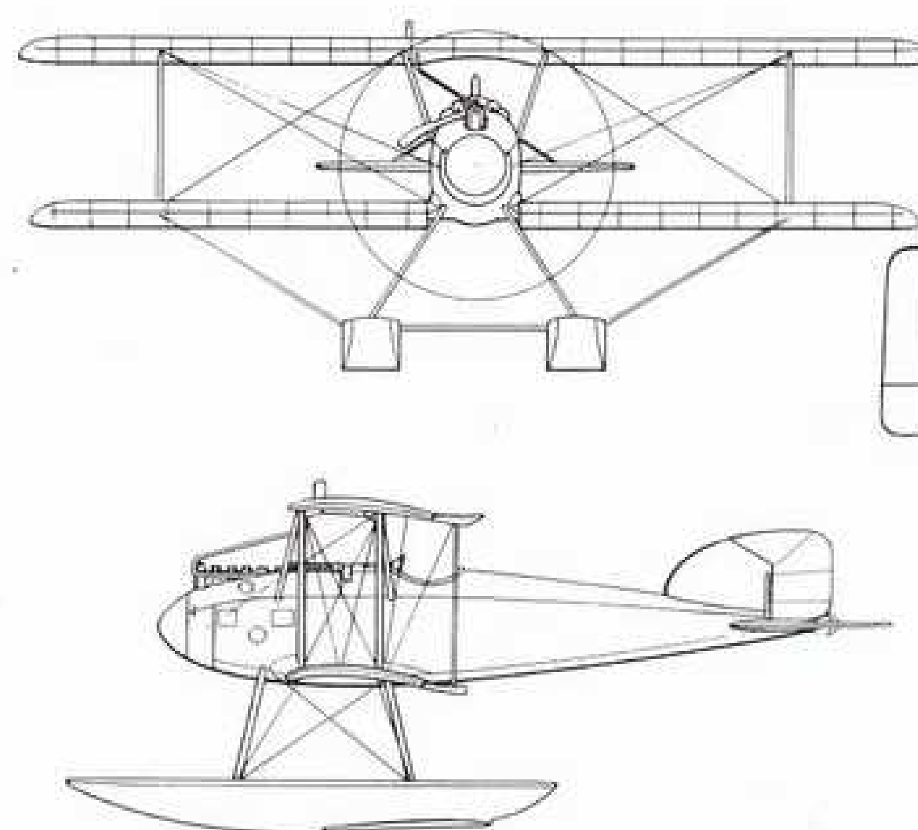
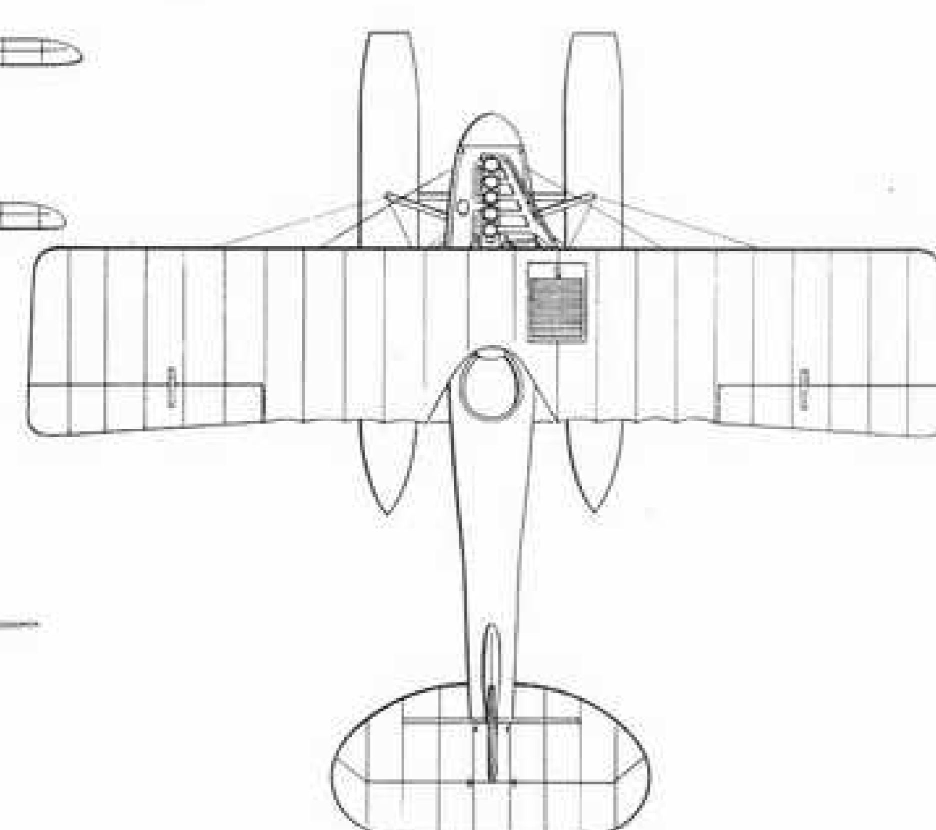


Basado en el modelo D.I., el hidroavión de caza Albatros W.4 se fabricó a toda prisa para intentar contrarrestar las incursiones de castigo de los hidroaviones aliados. En la cola se observa la ausencia de la típica aleta ventral de los Albatros.

sea totalmente correcto, ya que, además de ser de mayores dimensiones, existen diferencias en el fuselaje y en el empenaje. Lo más notable es la supresión de la aleta ventral, y el incremento de la superficie de la deriva para compensar dicha falta. Entre otros cambios, pueden mencionarse la distancia considerablemente mayor entre los planos, que permitía al piloto disponer de buena visibilidad frontal por debajo del plano superior; los radiadores, en forma de espiga y situados a cada lado del fuselaje en las primeras unidades de producción, y colocados en la sección central del plano superior en los últimos W.4; y, desde luego, los flotadores en lugar del tren de aterrizaje provisto de ruedas. A lo largo de su fabricación, que totalizó unos 17 aviones, se emplearon toda una gama de flotadores. Las entregas comenzaron en diciembre de 1916.

El W.4 demostró ser un caza eficaz en la defensa de las bases, y capaz de medirse con la mayoría de los aviones enemigos que se le enfrentaron, a excepción de las hidrocanoas británicas que entraron en servicio en el verano de 1917. Los W.4 empezaron a ser sustituidos en el servicio a finales de 1917 por el nuevo biplaza W.12 Hansa-Brandenburg.

Especificaciones técnicas
Tipo: hidroavión de caza monoplaza
Planta motriz: un motor lineal Mercedes D.III de 160 hp
Prestaciones: velocidad máxima 160 km/h; velocidad de trepada hasta los 1 000 m, 5 min; techo de servicio 3 000 m; autonomía 3 horas
Pesos: vacío 790 kg; máximo en despegue 1 070 kg

Albatros W.4.

Dimensiones: envergadura 9,50 m; longitud 8,50 m; altura 3,65 m; superficie alar 31,60 m²
Armamento: una o dos ametralladoras fijas de fuego frontal LMG 08/15 de 7,92 mm

Albatros W.5

Historia y notas
A principios de 1916 la Armada alemana consideró interesante la realización de pruebas de evaluación de aviones como plataforma para el lanzamiento de torpedos. Uno de los tipos empleados en este cometido fue el **Albatros W.3**, del que sólo se construyó una unidad, entregada a la Armada en julio de 1916. Disponía de un fuselaje de laterales planos muy similar al de los bombarderos G.II y G.III, y también eran similares el montaje del motor, la cola en ángulo y los flotadores. A partir de este modelo surgió una versión mejorada, denominada **Albatros W.5**, biplano de alas ligeramente aflechadas, con alerones en ambos planos, deriva y timón de forma todavía más pronunciadamente triangular, un montaje del motor mejorado y flotadores más anchos. En su función de torpedero, se modificó el fuselaje para cargar estas armas en una bodega interna. Se entregaron cinco unidades del W.5 a la Armada alemana, pero a principios de 1918 su empleo como torpedero había sido ya descartado; la evaluación demostró que existían pocas perspectivas de éxito para esta función en aviones de prestaciones tan limitadas.

Especificaciones técnicas
Tipo: torpedero bimotor
Planta motriz: dos motores lineales Benz Bz.III de 150 hp
Prestaciones: (A: W.3, B: W.5) velocidad máxima A y B 133 km/h; velocidad de trepada hasta los 1 000 m, B 20 min; autonomía, B 4 horas
Pesos: vacío, B 2 263 kg; máximo en despegue, B 3 665 kg
Dimensiones: envergadura, A y B 22,70 m; longitud, A y B 13,10 m; altura, B 4,25 m; superficie alar, B 100 m²
Armamento: B dos ametralladoras Parabellum de 7,92 mm montadas sobre soportes móviles, más un torpedo cargado en una bodega interna

Alcock Scout: ver Sopwith Pup

All American Model 10 Ensign

Historia y notas
Inmediatamente después del fin de la II Guerra Mundial, la empresa All American Aircraft Inc. inició el proyecto y construcción de un prototipo de biplaza ligero, que voló por primera vez a finales de 1945. Denominado **All American Model 10 Ensign**, era de construcción totalmente metálica y su configuración era de un monoplano convencional de ala baja cantilever, con tren de aterrizaje triciclo no retráctil, en el que la rueda de proa era orientable; la cabina cerrada transparente, en forma de una gran burbuja, disponía de acomodo para dos personas sentadas lado a lado.

Especificaciones técnicas
Tipo: monoplano biplaza deportivo
Planta motriz: un motor de cuatro cilindros opuestos Continental C85-12 de 85 hp
Prestaciones: velocidad de crucero 177 km/h; velocidad de trepada inicial 213 m por minuto; techo de servicio 3 660 m; autonomía 644 km
Pesos: vacío 454 kg; máximo en despegue 703 kg
Dimensiones: envergadura 10,06 m; longitud 6,71 m; altura 2,59 m; superficie alar 12,82 m²

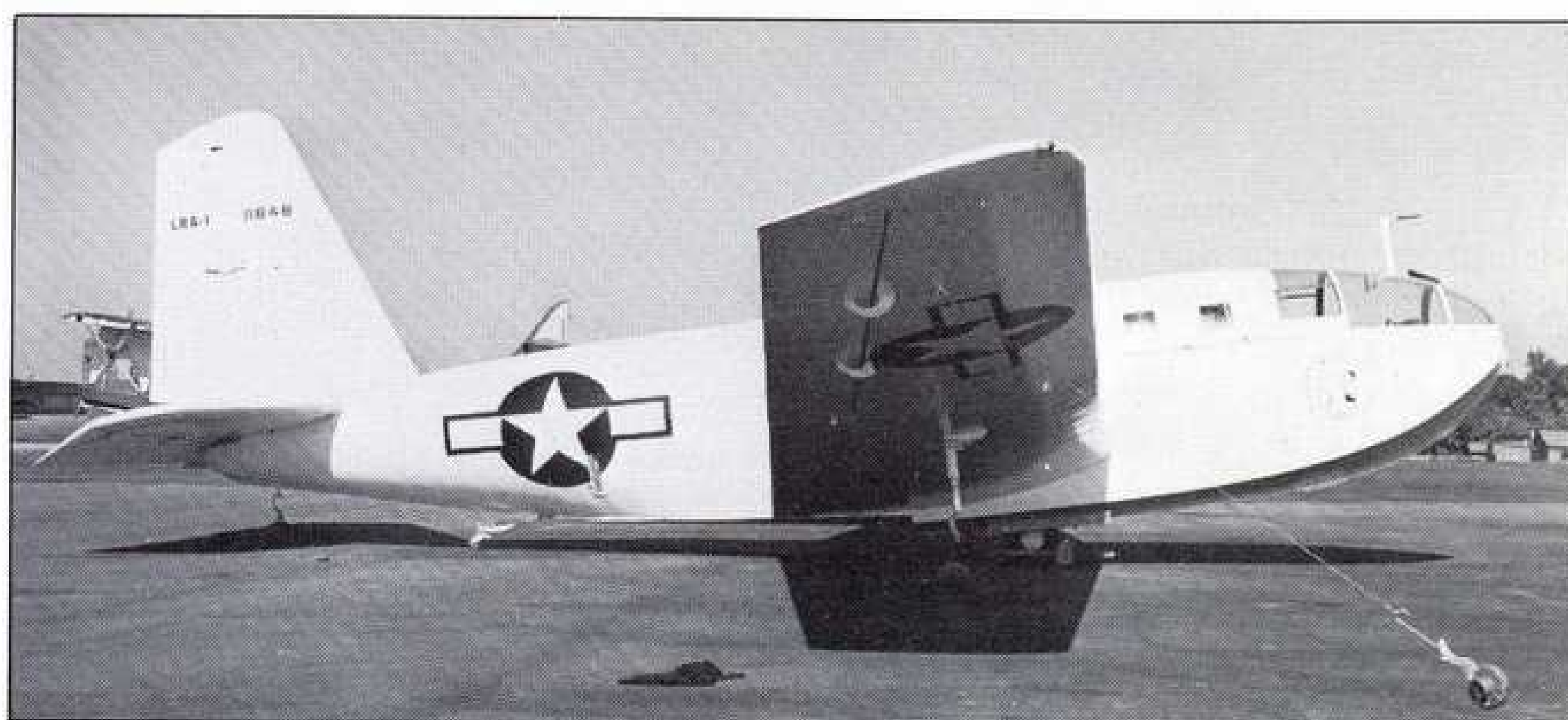


El All American Model 10 Ensign que apareció poco después de la II Guerra Mundial, refleja en su diseño muchas de las características adoptadas en el curso de la guerra, a excepción del tren de aterrizaje triciclo fijo. Es de notar el techo de la cabina biplaza en burbuja.

Allied LRA-1

Historia y notas
Durante los años de entreguerras muchos servicios militares llevaron a cabo evaluaciones de planeadores para su empleo en funciones de entrenamiento o para el transporte de carga. En Alemania, se habían desarrollado extensamente los planeadores a raíz de las limitaciones impuestas por el tratado de Versalles, y no sólo se utilizaron durante las etapas iniciales del entrenamiento de pilotos, sino que también habían sido empleados para el rápido despliegue de tropas aerotransportadas, con sus equipos y suministros. El rápido éxito alcanzado por los planeadores con esta misión, en los episodios iniciales de la II Guerra Mundial, proporcionó un nuevo impulso a las evaluaciones de este tipo que se estaban llevando a cabo en EE UU.

La Marina estadounidense había mostrado un intermitente interés por el eventual empleo de planeadores desde, por lo menos, el año 1920, pero la ofensiva llevada a cabo por los alemanes en el frente occidental contra los aliados europeos, a principios de mayo de 1940, puso de relieve la urgencia del tema. Uno de los proyectos de la Marina de EE UU era una hidrocanoa de transporte sin motor de líneas muy nítidas, del que la Allied Aviation Corporation construyó dos prototipos. Esta compañía se había fundado en enero de 1941 con el objetivo de fabricar estructuras de contrachapado moldeado para su empleo por fabricantes de aviones; los dos prototipos citados (11647 y 11648) eran su primer intento de construir un avión completo.



El diseño era único, con un gran casco de dos redientes que podía acomodar a dos tripulantes y 10 soldados de tropa. Estaba provisto de un tren de aterrizaje con ruedas lanzables, para suministrarle capacidad anfibia. La

El Allied LRA-1 fue un singular intento de suministrar a las fuerzas norteamericanas un planeador para el transporte de tropas adecuado para las operaciones en el Pacífico.

cola y las superficies de control eran convencionales; la característica menos común estribaba en que, al posarse en el agua, las raíces del ala baja monoplana cantilever quedaban sumergidas y proporcionaban mayor estabilidad al aparato. Además, se había previsto la instalación de un pequeño motor a fin de permitir maniobrar al aparato en el agua. Sólo fueron construidos dos prototipos, y en 1943 la Marina canceló un pedido de 100 unidades de serie al preferir un avión propulsado para cumplir las especificaciones requeridas.

Especificaciones técnicas
Tipo: hidrocanoa de transporte sin motor
Dimensiones: envergadura 21,95 m; longitud 12,19 m; altura 3,73 m

Alon Model A-2 Aircoupe

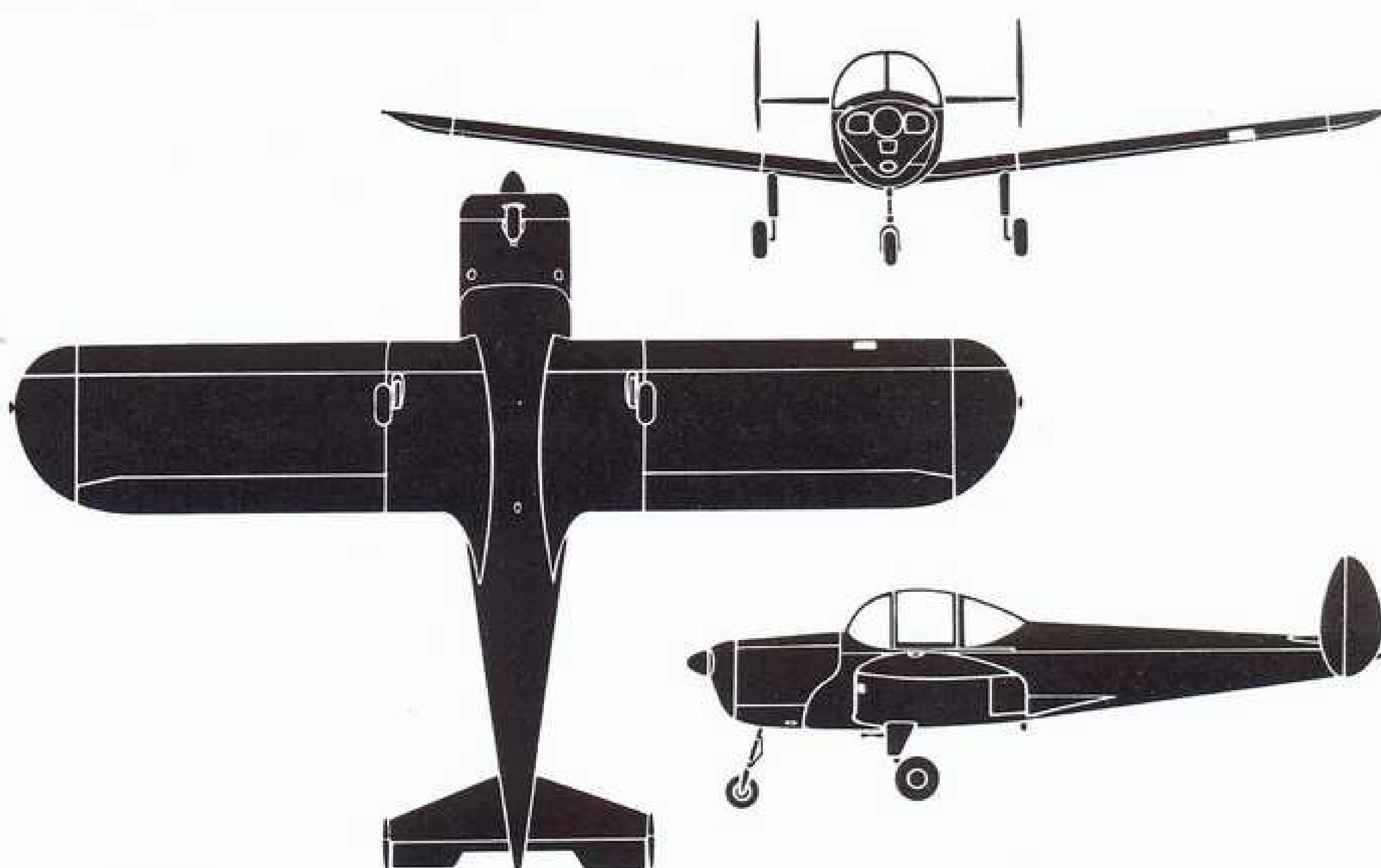
Historia y notas
La **Alon Model A-2 Aircoupe**, una clásica avioneta norteamericana, fue proyectada por la Engineering and Research Corporation, fundada en 1930. El prototipo de esta compañía, **Ercoupe Model 415-C** no voló hasta 1937, pero representó un avanzado proyecto para su tiempo, y fue construido en grandes series.

Monoplano de ala baja cantilever, estaba provisto de alas de construcción totalmente metálica, a excepción de los paneles exteriores de las mismas que estaba recubiertos de tela. El fuselaje y empenaje eran totalmente metálicos con un plano horizontal de cola cantilever montado en la parte alta del fuselaje y provisto de derivas y timones dobles en los extremos. El tren de aterrizaje triciclo no retráctil estaba provisto de amortiguadores oleohidráulicos en todas las patas; la planta motriz consistía en un motor Continental A65.

La característica menos usual del Ercoupe consistía en su muy anunciado sistema de doble control «de fácil vuelo», que eliminaba los pedales del timón, a menos que un cliente especifico prefiriese un juego de controles convencional. El sistema Erco unía los timones, alerones y rueda de morro de forma que los giros, en el aire o en el suelo, se controlaban por medio de un volante de dirección, mientras que el timón de profundidad se accionaba de la forma acostumbrada.

La fabricación del Ercoupe se interrumpió al estallar la II Guerra Mundial, aunque se reanudó después de la guerra hasta construir unas 6 000 unidades que fueron comercializadas bajo los nombres de Air-Coupe, Ercoupe, y Fornair. La compañía cesó eventualmente en sus operaciones, y todos sus activos fueron adquiridos por una nueva compañía, la Alon Inc., fundada el 31 de diciembre de 1963. Una versión mejorada del Ercoupe, bajo la denominación **Alon Model A-2 Aircoupe**, realizó su vuelo inaugural el 24 de octubre de 1964. Difería del Ercoupe original en su estructura totalmente metálica, tren de aterrizaje mejorado, cabina aerodinámica con cubierta de cristal, mejor calidad de su equipo, y motor más potente. Su sistema de doble o triple mando siguió siendo opcional; el Aircoupe permaneció en producción hasta que la compañía se asoció con la Mooney Aircraft Inc., en 1967.

Especificaciones técnicas
Tipo: biplaza ligero
Planta motriz: un motor de cuatro cilindros opuestos Continental C90-16F de 90 hp
Prestaciones: velocidad máxima 208 km/h; velocidad máxima de crucero 200 km/h; techo de servicio 5 275 m; autonomía máxima 732 km
Pesos: vacío 422 kg; máximo en despegue 658 kg
Dimensiones: envergadura 9,14 m; longitud 6,20 m; altura 1,91 m; superficie alar 13,25 m²



Alon A-2 Aircoupe.

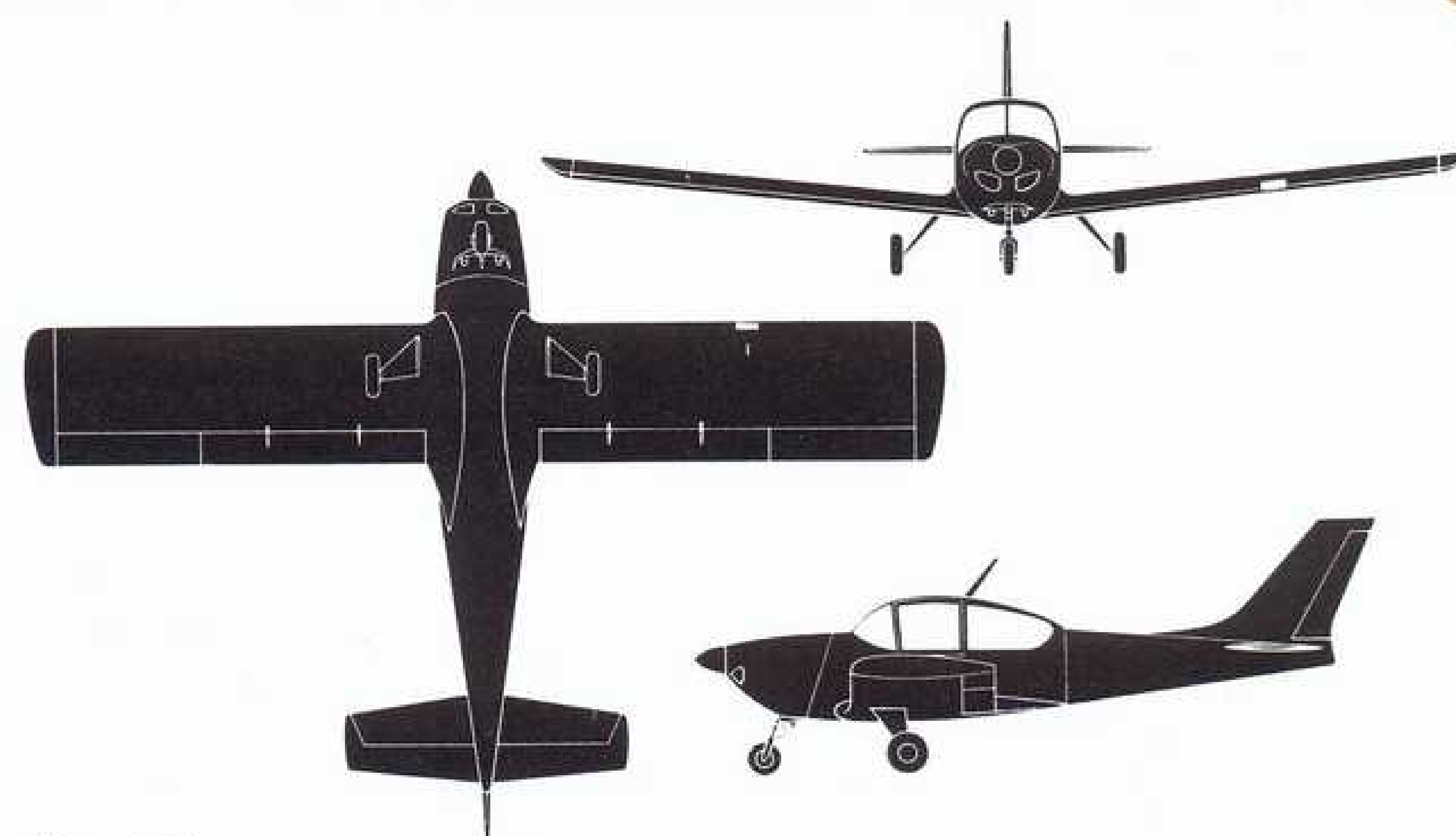


El Alon A-2 Aircoupe es un desarrollo del clásico Ercoupe. Son de destacar la doble deriva y el tren de aterrizaje triciclo (foto M. J. Hooks).

Alon Four

Historia y notas
Bajo la designación de **Alon Four (A-4)**, la compañía Alon proyectó y construyó un prototipo de avión ligero cuatriplaza de configuración convencional y totalmente metálico, que realizó su primer vuelo el 25 de febrero de 1966. Su ala baja cantilever disponía de flaps de borde de fuga accionados eléctricamente, y el tren de aterrizaje era del tipo triciclo no retráctil, con la rueda del morro orientable. La cabina estaba totalmente cerrada y tenía capacidad para acomodar a cuatro personas, sentadas de dos en dos; en la parte posterior quedaba disponible además un amplio espacio de carga para un peso total de más de 150 kg de equipaje.

Especificaciones técnicas
Tipo: monoplano cuatriplaza
Planta motriz: un motor de cuatro cilindros opuestos Avco Lycoming O-320-A de 150 hp
Prestaciones: velocidad máxima 241 km/h; velocidad de crucero 225 km/h; autonomía con máxima carga útil y reserva para 45 min 1 207 km
Pesos: vacío 473 kg; máximo en despegue 975 kg
Dimensiones: envergadura 9,14 m; longitud 6,20 m; altura 1,91 m; superficie alar 14,86 m²



Alon A-4.

Ambrosini S.7

Historia y notas
Sergio Stefanutti proyectó el **Ambrosini S.A.I.7**, monoplano biplaza de turismo y alta velocidad, entre octubre de 1938 y abril de 1939. El S.7 era indudablemente uno de los aviones más bonitos de todas las épocas, un reluciente monoplano de ala baja cantilever, construido en madera y provisto de un tren de aterrizaje retráctil. Inicialmente se fabricaron dos aviones, específicamente preparados para tomar parte en la famosa carrera para aviones de turismo IV Avio Raduno del Littorio, que realizaron su vuelo inicial, con pocos días de diferencia entre sí, pocos días antes de que la competición empezase en el aeropuerto de Rimini el 15 de julio de 1939. A efectos de mejorar las condiciones aerodinámicas durante la carrera, se acopló a ambos aviones una sección adicional acristalada, entre el morro y el espacio normalmente previsto para la cabina.

A pesar de que los S.A.I.7 no ganaron la prueba, por problemas técnicos achacables a la insuficiencia de los vuelos de prueba, sus prestaciones impresionaron a las autoridades italianas, especialmente después de que uno de los aparatos consiguiera el récord internacional en circuito cerrado de 100 km, el 27 de agosto de 1939. Sin embargo, durante la II Guerra Mundial se habló poco del S.7, a pesar de que se desarrollaron los cazas ligeros experimentales **S.A.I.107**, **S.A.I.207** y **S.A.I.403** a partir del mismo, y de que en 1943 aparecieron 10 unidades de la versión biplaza S.A.I.7, de caza y de entrenamiento; eso fue todo hasta 1949, en que S.A.I. Ambrosini empezó a fabricar el tipo en serie. La versión de posguerra sustituyó el motor Hirth HM.508D de 280 hp de las versiones que alcanzaron el récord, así como el Isotta-Fraschini Beta RC.10 de 280 hp empleado durante la guerra, por una planta motriz Alfa Romeo; dejando aparte algunos perfeccionamientos de detalle en la construcción del modelo, se efectuaron pocos cambios más de importancia.

La mayor parte de los 145 **Ambrosini S.7** de la posguerra, algunos de ellos acabados en configuración monoplaza, equiparon varios centros de entrenamiento de vuelo dependientes de los correspondientes cuarteles generales de zona de la Aeronautica Militare. Aparte de su empleo en funciones militares, que finalizó en 1956, el S.7 participó brillantemente en nume-

rosas competiciones. Leonardo Bonzi logró dos récords internacionales sobre las distancias de 100 y 1000 km el 21 de diciembre de 1951, a velocidades medias de 367,36 km/h y 358,63 km/h respectivamente.

Variantes

Ambrosini S.A.I.7: monoplano de carreras provisto de un motor Hirth HM.508D de 280 hp; velocidad máxima 405 km/h, autonomía 3 250 km, peso vacío 750 kg y peso máximo en despegue 1 370 kg, envergadura 8,95 m y longitud 7,25 m (total 2)
Ambrosini S.A.I.7 Trainer: caza y avión de entrenamiento biplaza aparecido en 1941; estaba provisto de una cabina cerrada convencional y motor lineal Isotta-Fraschini Beta RC.10 de 280 hp; entre sus características destacan una velocidad máxima de 400 km/h, peso máximo 1 362 kg, envergadura 9,00 m y longitud 8,20 (total 10)
Ambrosini S.A.I.107: caza experimental del año 1941 provisto de un motor lineal Isotta-Fraschini Gamma de 540 hp; velocidad máxima unos 560 km/h y peso máximo 1 000 kg (sólo se construyó un ejemplar)
Ambrosini S.A.I.207: versión mejorada del S.107 provista de un motor de cilindros en V invertidos Isotta-Fraschini Delta RC.40 de 750 hp; velocidad máxima 640 km/h, techo de servicio 12 000 m, autonomía 850 km, peso vacío 1 750 kg y peso máximo 2 415 kg, envergadura 9,00 m, longitud 8,02 m, altura 2,40 m, superficie alar 13,90 m² y armamento consistente en dos cañones MG151/20 de 20 mm y dos ametralladoras Breda-SAFAT de 12,7 mm (se completaron en total 15 de un pedido de 2 000)
Ambrosini S.A.I.403 Dardo: versión mejorada del S.207 con motor Isotta-Fraschini Delta RC.21/60 de 750 hp; velocidad máxima 650 km/h, techo de servicio 10 000 m, autonomía 1 875 km, peso máximo 2 640 kg, envergadura 9,80 m, longitud 8,20 m y armamento compuesto por dos cañones de 20 mm y dos ametralladoras de 12,7 mm (sólo se completó un ejemplar de un pedido de 3 000)
Ambrosini S.7: versión de posguerra proyectada como avión mono-biplaza de entrenamiento o turismo (ver Especificaciones técnicas)
Ambrosini Super S.7 Supersette: versión potenciada del S.7 que apareció por primera vez en 1952; propulsada por un motor lineal de Havilland Gipsy Queen 70 de 350 hp, con alas modificadas y dimensiones en general aumentadas; una unidad voló con el fuselaje trasero acortado y un motor Alfa Romeo 121 RC de 400 hp, mientras otra fue dotada de alas en flecha como parte del programa de desarrollo para el reactor de caza ligero Aerfer Sagittario; velocidad máxima 430 km/h, peso máximo 1 950 kg, envergadura 9,30 m y longitud 8,18 m (total 10)



El Ambrosini S.7, en su configuración de posguerra, sirvió en la Aeronautica Militare como avión de entrenamiento. Nótese la eliminación de la cabina posterior en el ejemplar de la foto y las líneas limpias heredadas de sus orígenes como avión de carreras.

Especificaciones técnicas

Ambrosini S.7 (modelo de posguerra)
Tipo: mono-biplaza de entrenamiento o turismo
Planta motriz: un motor lineal Alfa Romeo 115ter de 225 hp
Prestaciones: velocidad máxima 358 km/h; velocidad económica de crucero 264 km/h; velocidad inicial de ascensión 335 m por min; techo de servicio 5 250 m; autonomía 1 000 km
Pesos: vacío 1 105 kg; máximo en despegue 1 317 kg
Dimensiones: envergadura 8,79 m; longitud 8,17 m; altura 2,80 m; superficie alar 12,80 m²

Ambrosini S.1001 Grifo

Historia y notas

Desarrollado a partir del Ambrosini S.A.I.2S de preguerra, el **Ambrosini S.1001 Grifo** fue diseñado en dos versiones: como avión de turismo cuatriplaza, y como avión militar de entrenamiento biplaza. Su configuración general era de monoplano de ala baja, y disponía de un tren de aterrizaje carenado y fijo. La versión de entrenamiento, provista de un motor Gipsy Major X de 145 hp, no llegó a producirse en serie, y sólo se construyó una cantidad limitada de unidades con la cabina del avión de turismo. También se produjeron algunos **S.1002 Trasimeno**, versión de entrenamiento básico biplaza, provista de alas en diedro más acusado y mayor envergadura.

Especificaciones técnicas

Ambrosini S.1001 Grifo
Tipo: avión cuatriplaza de turismo
Planta motriz: un motor lineal de cilindros invertidos Alfa Romeo 110ter de 130 hp
Prestaciones: velocidad máxima 240 km/h; velocidad de crucero 210 km/h; autonomía 850 km
Pesos: vacío 700 kg; máximo en despegue 1 060 kg
Dimensiones: envergadura 9,90 m; longitud 7,80 m; altura 2,75 m; superficie alar 15,20 m²



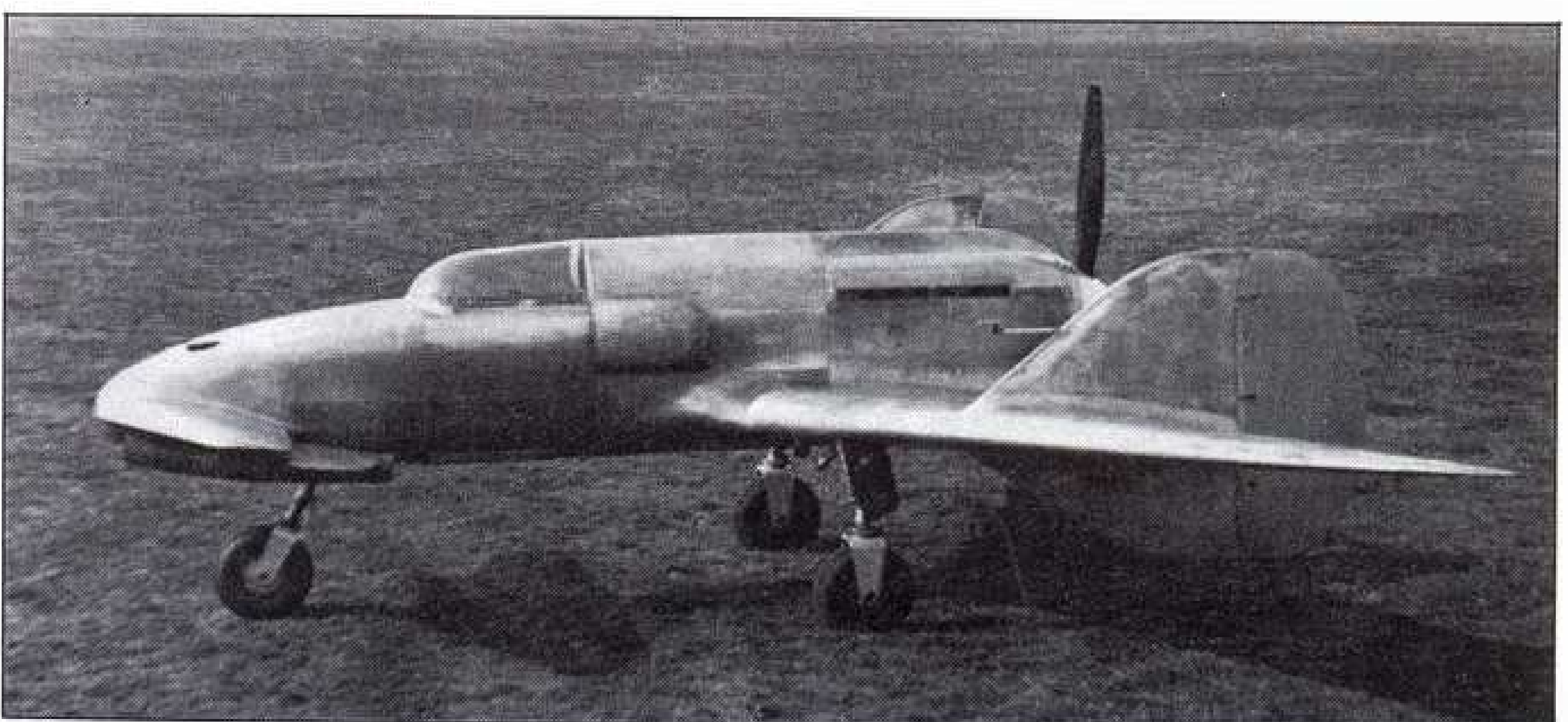
El Ambrosini S.1001 Grifo tenía la línea estilizada característica de los proyectos de esta compañía, deslucida por el tren de aterrizaje fijo (aunque cuidadosamente carenado), anticuado para un modelo de posguerra.

Ambrosini S.S.4

Historia y notas

Sergio Stefanutti proyectó en 1938 un avión biplaza canard experimental, que fue construido bajo el nombre de S.S.3 por el Stabilimento Costruzioni Aeronautiche. Propulsado por un motor de dos cilindros opuestos CNA II-bis de 38 hp, el S.S.3 se caracterizaba por disponer de una superficie de sustentación fija frontal provista de un timón de profundidad ranurado, y alas situadas en la parte posterior del fuselaje, provistas de alerones convencionales y de planos verticales de cola dobles. El tren de aterrizaje era del tipo triciclo fijo, con rueda de proa orientable. La potencia del motor instalado era escasa, a fin de limitar las prestaciones a una velocidad máxima de 140 km/h. Sin embargo, las características de manejo eran muy buenas, con una velocidad mínima de control de 55 km/h, gracias a su configuración y a la sustentación que representaba la gran superficie alar proporcionada por una envergadura de 12,78 m.

Stefanutti, animado por la confirmación práctica de la viabilidad de su diseño, decidió llevar adelante el proyecto de un caza interceptador canard, para aprovechar al máximo la maniobrabilidad mejorada, el buen campo visual, el armamento concentrado y montado en el morro y la reducida resistencia al avance que ofrecían la configuración canard y la hélice propulsora. El **Ambrosini S.S.4** resultante era muy parecido al S.S.3 pero disponía de un motor mucho más potente y un tren de aterrizaje triciclo retráctil. Pilotado por Ambrogio Colombo, el prototipo S.S.4 voló por primera vez el 7 de marzo de 1939, demostrando muy pronto sus excelentes prestaciones y maniobrabilidad. Sin embargo, Colombo pereció cuando el prototipo se estrelló el 8 de marzo de 1941, al fallar el motor; como consecuencia de este accidente, y pese a lo prometedor del diseño, su desarrollo posterior fue abandonado en 1942 y la Ambrosini concentró sus esfuerzos en el desarrollo del caza ligero S.A.I.207.


El fascinante caza canard Ambrosini S.S.4 no padeció los problemas de control normales en otros aviones con esta configuración, pero no consiguió completar su desarrollo.

Especificaciones técnicas

Tipo: caza interceptador monoplaza
Planta motriz: un motor lineal Isotta-Fraschini Asso XI RC.40 de 960 hp
Prestaciones: velocidad máxima 540 km/h a 5 000 m
Pesos: vacío 1 800 kg; máximo en despegue 2 450 kg
Dimensiones: envergadura 12,32 m; longitud 6,47 m; altura 2,48 m; superficie alar 17,50 m²
Armamento: un cañón de 30 mm y dos de 20 mm en el morro

Ambrosini Sagittario



Historia y notas

Después de las pruebas llevadas a cabo con unas alas en flecha a 45° adaptadas a un Ambrosini S.7 estándar, que bajo esta disposición recibió el sobrenombre de Freccia (Flecha), el diseñador Sergio Stefanutti proyectó el **Sagittario** (Arquero), propulsado por un turborreactor Turboméca Marboré de 400 kg de empuje. Previsto principalmente para investigación aerodinámica sobre la compresibilidad transónica, el Sagittario tenía una estructura básica de madera. El prototipo inicial voló por primera vez el 5 de enero de 1953. A partir de su evaluación, Stefanutti desarrolló el **Sagittario II**, que realizó su vuelo inaugural el 19 de mayo de 1956. Propulsado por medio de un turborreactor Rolls-Royce Derwent 9, esta versión más avanzada constituía en realidad un nuevo proyecto, y su construcción era totalmente metálica. El Sagittario II fue el primer avión proyectado en Italia que sobrepasó Mach 1.1. en vuelo en picado, el 4 de diciembre de 1956.

Similar en líneas generales al Sagittario II, el **Aerfer Ariete** fue construido por Industrie Aeronautiche Meridionali-Aerfer, y representó un nuevo paso en el desarrollo del caza interceptador ligero de propulsión mixta **Leone** (León), un proyecto que se estaba estudiando entonces con apoyo financiero del gobierno norteamericano, y que finalmente sería abandonado. El Ariete estaba provisto de un fuselaje trasero más alto y, además del Derwent 9, disponía de un turborreactor auxiliar Rolls-Royce Soar R.Sr 2 de 821 kg de empuje, que mejoraba sus prestaciones generales. El prototipo del Ariete (MM 568) voló por primera vez el 27 de marzo de 1958, pero el proyecto fue abandonado por completo más tarde.

La estructura básica del Sagittario, construido para investigar los problemas del vuelo transónico, era de madera, y el fuselaje era una réplica fiel del Supersette.

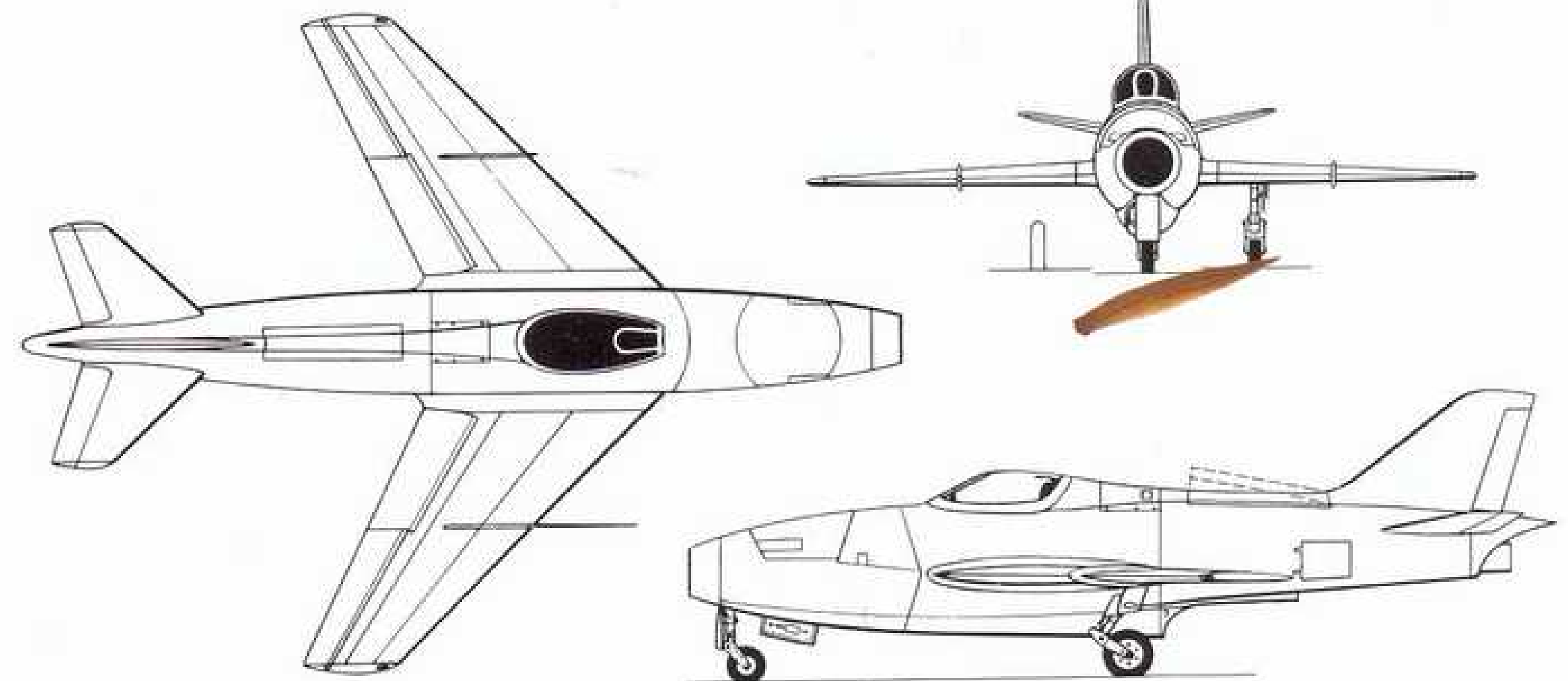
Especificaciones técnicas

Tipo: avión de apoyo táctico/interceptador monoplaza
Planta motriz: un turborreactor Rolls Royce Derwent 9 de 1 633 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima 1 006 km/h; techo de servicio 14 000 m
Pesos: máximo en despegue 3 293 kg
Dimensiones: envergadura 7,50 m; longitud 8,50 m; altura 2,02 m; superficie alar 14,73 m²

El Ambrosini Ariete tenía un característico turborreactor auxiliar en la parte superior del fuselaje trasero, alimentado por aire a través de una toma dorsal retráctil.

Armamento: (propuesto) dos cañones de fuego frontal de 30 mm, y posibilidad de montar ulterior armamento bajo las alas





Ambrosini (Aerfer) Ariete.

Ambrosini S.A.I.1

Historia y notas

El **Ambrosini S.A.I.1** fue un biplano biplaza construido expresamente para tomar parte en el Avio Raduno (Rally Aéreo) del Littorio de 1935, una prueba reservada exclusivamente para aviones deportivos de turismo. Estaba dotado de una excelente línea aerodinámica, aun tratándose de un biplano, y su motor radial iba instalado en el interior de un carenado NACA. Una de las características más interesantes del proyecto consistía en los montantes del plano superior en cabaña, provistos de paneles transparentes que formaban un parabrisas en forma de V entre la parte superior del fuselaje y el intradós de la sección central del ala. El tren de aterrizaje, fijo y dividido, estaba provisto de ruedas con neumáticos especiales de baja presión.

El S.A.I.1 fue el primer producto construido por la Società Aeronautica Italiana (S.A.I.), empresa que posteriormente, en el mismo año 1934, pasaría a integrarse como una división autónoma en el grupo industrial Ambrosini, dirigida por su inteligente jefe de proyectos, Sergio Stefanutti.

Especificaciones técnicas

Tipo: biplano deportivo y de turismo biplaza
Planta motriz: un motor radial Fiat A.54 de 140 hp
Prestaciones: velocidad máxima 220 km/h; velocidad de crucero 195 km/h
Pesos: vacío 610 kg; máximo en despegue 930 kg
Dimensiones: envergadura 8,60 m; longitud 6,50 m; altura 2,50 m; superficie alar 17,20 m²

Ambrosini S.A.I.2

Historia y notas

Al igual que el S.A.I.1, el **Ambrosini S.A.I.2** fue diseñado para participar en el Avio Raduno del Littorio de 1935. Pero mientras el S.A.I.1 era un biplano biplaza, el S.A.I.2 era un monoplano con cabina de cinco plazas, aunque estaba propulsado por el mismo motor que el S.A.I.1. Se había previsto acomodo para dos personas sentadas lateralmente en la parte delantera de la cabina, más otras tres en la parte posterior. Las alas tenían mayor envergadura y una considerable cuerda, de forma que el S.A.I.2 disponía de una superficie alar sólo ligeramente menor a la del S.A.I.1; en cambio, su limpia configuración de monoplano le aseguraba una velocidad máxima de aproximadamente 19 km/h más que el biplano, y la misma velocidad de aterrizaje (85 km/h).

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano de carreras de cinco plazas
Planta motriz: un motor radial Fiat A.54 de 140 hp de potencia
Prestaciones: velocidad máxima 240 km/h; velocidad de crucero 205 km/h
Pesos: vacío 695 kg; máximo en despegue 1 065 kg
Dimensiones: envergadura 10,20 m; longitud 7,10 m; altura 2,40 m; superficie alar 15,80 m²

Ambrosini S.A.I.2S

Historia y notas
A pesar de la similitud en sus designaciones, el **Ambrosini S.A.I.2S** tenía sólo un ligero parecido con el S.A.I.2, al ser ambos monoplanos de ala baja. Proyectado como cuatriplaza de altas prestaciones, el prototipo del S.A.I.2S fue construido para competir en las carreras aéreas italianas de 1937. El diseño resultante, que sería construido posteriormente en número bastante considerable, se caracterizaba por unas líneas aerodinámicas realzadas por la elegante deriva, las patas carenadas cantilever del tren de aterrizaje triciclo con rueda de cola, y el limpio carenado del motor. Las alas disponían de flaps de ranura Handley Page, que le permitían una velocidad de aterrizaje de 84 km/h.

Especificaciones técnicas
Tipo: monoplano cuatriplaza
Planta motriz: un motor lineal invertido Alfa Romeo A.115-I de 200 hp
Prestaciones: velocidad máxima 250 km/h; velocidad de crucero 215 km/h; techo de servicio 6 000 m; autonomía con máxima carga de combustible 970 km
Pesos: vacío 890 kg; máximo en despegue 1 415 kg
Dimensiones: envergadura 10,64 m; longitud 6,77 m; altura 2,80 m; superficie alar 17,90 m^2



El Ambrosini S.A.I.2S fue un avión de turismo muy versátil, capaz de aterrizar y despegar en campos pequeños con la ayuda de sus amplios flaps.

Ambrosini S.A.I.3

Historia y notas
Proyectado como monoplano biplaza ligero de entrenamiento y de turismo, el **Ambrosini S.A.I.3** era un elegante avión provisto de alas elípticas de gran envergadura y fuselaje trasero elevado, cuyas líneas se veían algo estropeadas por el tosco tren de aterrizaje fijo, del tipo triciclo con rueda de cola. La planta motriz elegida consistía en un motor invertido en línea Fiat A.50 de 85 hp, o bien en un Alfa Romeo A.110 de 130 hp, este último cubierto con un carenado aerodinámico. Se construyó en pequeñas series, algunas de ellas provistas de cabina cerrada en lugar de la configuración con dos cabinas abiertas en tándem. No puede sorprender que el modelo provisto del motor Alfa Romeo, más potente, consiguiera unas prestaciones muy superiores, a pesar del incremento del peso máximo en despegue, que se aumentó en 40 kg hasta alcanzar los 830 kg; con todo, la velocidad máxima se elevó a 230 km/h, el techo de servicio a 5 200 m, y el alcance máximo a 680 km.

Variantes
Ambrosini S.A.I.3S: versión provista de un motor radial Bramo Sh.14 A-4 de 160 hp, y con alas de cuerda ligeramente decreciente; sus prestaciones resultaron en general superiores a las del S.A.I.3 en ambas versiones con planta motriz alternativa

Especificaciones técnicas
Ambrosini S.A.I.3 (motor Fiat)
Tipo: monoplano biplaza ligero de entrenamiento y turismo
Planta motriz: un motor radial Fiat A.50 de 85 hp
Prestaciones: velocidad máxima 200 km/h; velocidad de crucero 170 km/h; techo de servicio 4 000 m; autonomía 620 km
Pesos: vacío 550 kg; máximo en despegue 790 kg
Dimensiones: envergadura 10,45 m; longitud 7,05 m; altura 2,80 m; superficie alar 14 m^2



El elegante biplaza Ambrosini S.A.I.3 también apareció bajo una forma menos lograda, provista de un motor radial alemán y de cabinas abiertas.

Ambrosini S.A.I.10 Grifone

Historia y notas
El **Ambrosini S.A.I.10 Grifone** (Grifón) era un monoplano de ala en parasol biplaza de turismo diseñado por Camilo Silva; el prototipo voló por primera vez el 8 de julio de 1939, pilotado por Guidantonio Ferrari. Fue proyectado como avión ligero de entrenamiento, para cubrir la acuciante necesidad que tenía Italia de aumentar rápidamente el número de sus pilotos; la estructura del S.A.I.10 era de construcción mixta de madera y tubo de acero soldado, con recubrimiento de tela. Los dos tripulantes se sentaban lateralmente detrás de un único parabrisas situado bajo el borde de fuga del ala, y al parecer existieron tres plantas motrices alternativas: el motor CNA D4 de cilindros opuestos y 60 hp, que permitía alcanzar una velocidad máxima de 160 km/h; el Fiat A.50 radial de 85 hp, o el Bramo Sh.14 radial de 160 hp. Se pidieron cincuenta unidades de serie del S.A.I.10, pero esta cifra fue posteriormente reducida a 10 aviones, que se entregaron en 1940.

Se realizaron pruebas de evaluación del prototipo sustituyendo su tren de aterrizaje, fijo y dividido, por un par de flotadores. Con esta disposición el avión era denominado **S.A.I.10 bis**.

Especificaciones técnicas
Ambrosini S.A.I.10 (con motor Fiat)
Tipo: avión ligero biplaza de turismo o de entrenamiento básico
Planta motriz: un motor radial Fiat A.50 de 85 hp
Prestaciones: velocidad máxima en vuelo horizontal 182 km/h; velocidad de crucero 160 km/h; techo de servicio 4 900 m; autonomía con combustible máximo 400 km
Pesos: vacío 400 kg; máximo en despegue 625 kg
Dimensiones: envergadura 10,30 m; longitud 6,50 m; altura 2,10 m; superficie alar 14,32 m^2

American Airmotive NA-75

Historia y notas
La División de Aviación de la American Airmotive Corporation desarrolló y produjo a finales de los años cincuenta un avión agrícola, el **NA-75**, basado en el legendario Boeing/Stearman Model 75 Kaydet. El NA-75 tenía un fuselaje Kaydet modificado, cola estándar y tren de aterrizaje normal, pero introducía unas nuevas alas biplanas de gran sustentación, proyectadas por la American Airmotive, de estructura básica totalmente metálica, recubierta de tela a excepción de la sección central del plano superior y de los bordes de ataque desmontables de ambos planos, que eran de aleación ligera. También eran comunes a los dos planos los alerones y puntas de ala metálicos. En el fuselaje, delante de la cabina se acopló un depósito de fibra de vidrio para polvo o líquido, con un sistema para el cambio rápido de la distribución en forma de polvo o spray. La producción de este avión agrícola se extendió a un periodo de unos siete años

Especificaciones técnicas
Tipo: avión agrícola monoplaza
Planta motriz: entre los motores alternativos previstos se encontraban el Continental R-670 de 220 hp; Avco Lycoming R-680-B4 de 225 hp, o R-680-E3 de 300 hp; Jacobs R-755 de 245 hp, o R-915 de 300 hp; Pratt & Whitney R-975 de 425 hp, o R-985 de 450 hp, todos ellos radiales
Pesos: máximo en despegue desde 1 185 hasta 2 092 kg en función de la potencia de su planta motriz
Dimensiones: envergadura 10,07 m; longitud 7,54 m

Amiot 122 BP.3

Historia y notas
La Société d'Emboutissage et des Constructions Mécaniques fue fundada en el año 1916 en Colombes, departamento del Sena, por Félix Amiot. Después de iniciar sus actividades reparando y revisando biplanos Breguet, Amiot empezó a producir proyectos propios: los Amiot 22 y 24, biplanos de turismo, seguidos por el Amiot 26 de entrenamiento, en 1923.

Luego vinieron tres ejemplares de un biplano triplaza de grandes dimensiones, el **Amiot 120**. Los dos primeros estaban preparados para intentar



El biplano Amiot 1222BP.3 resultaba anormalmente grande y pesado para una planta motriz monomotor.

batir récords de vuelo de largo alcance. El primero se estrelló al despegar el 13 de junio de 1925, pereciendo el héroe de la guerra Paul Teste, y el segundo fracasó en el intento de conseguir el récord mundial de distancia. La tercera unidad, la variante biplaza **Amiot 122S**, fue pilotada por el capitán Pelletier d'Oisy en dos largos recorridos, el Circuit de la Mediterranée y el Circuit Saharien. También previsto para batir récords, el **Amiot 121**, resultó destruido en un brusco aterrizaje, el 14 de junio de 1927.

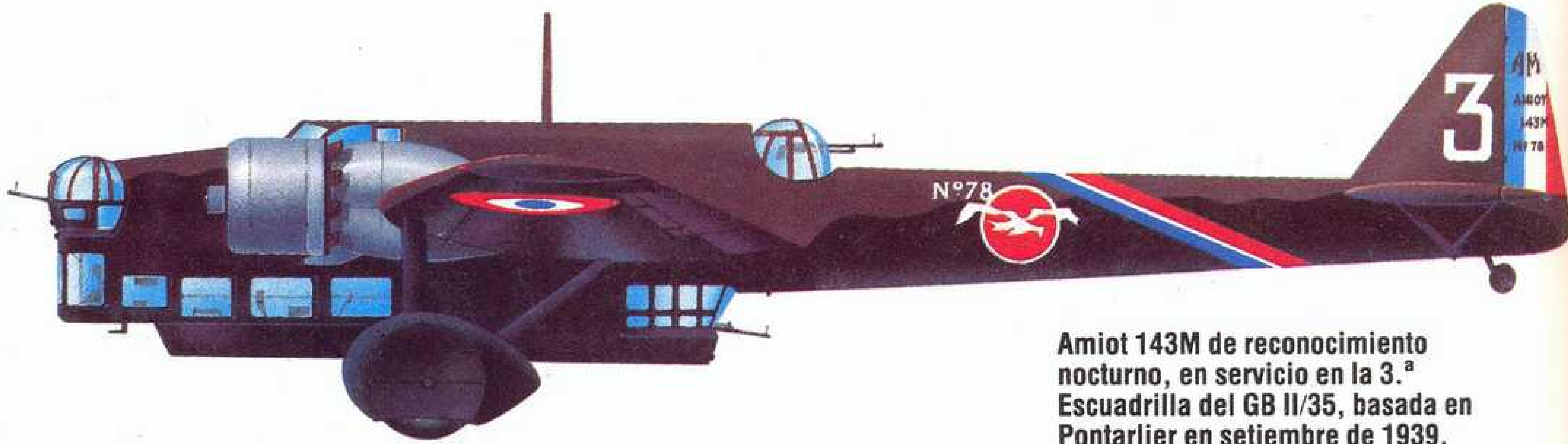
Todas estas experiencias fueron tomadas en consideración al proyectar el prototipo de bombardero (F-AIUQ), que fue evaluado por las autoridades francesas, y por otros gobiernos extranjeros, de 1928 en adelante. Los diversos aviones experimentales habían sido propulsados por medio de motores Lorraine o Renault, pero el primero de ellos demostró ser el más efectivo, por lo que fue elegido para propulsar el avión de serie **Amiot 122BP.3** (*Bombardement de Protection Triplace*). La producción para Aéronautique Militaire francesa totalizó 80 aviones, que equiparon el 11° Régiment con base en Metz, a partir de 1930. Conocido familiarmente como «La Grosse Julie» (La gorda Julia), el Amiot 122 era un gran sesquiplano, con un fuselaje profundo en el que se abría una cabina provista de una amplia superficie acristalada para el bombardero. El motor refrigerado por líquido, Lorraine 18K, disponía de radiadores laterales.

El Amiot 122 era robusto y estaba poderosamente armado, pero resultaba decididamente lento y pesado. Sin embargo, Brasil cursó un pedido de cinco unidades de este tipo, que fueron entregadas en 1931. En 1932, tres aviones de serie fueron empleados para su experimentación con varios tipos de plantas motrices, y se cambió su denominación por las de tipos **124**, **125** y **126**. El **Amiot 123** fue una versión biplaza provista de doble mando, que despertó el interés de las autoridades polacas y fue utilizado por una tripulación polaca en un intento para cruzar el Atlántico. El vuelo terminó desastrosamente, al estrellarse el avión en las Azores, y el interés polaco por un pedido en serie desapareció rápidamente.

Especificaciones técnicas

Tipo: bombardero diurno triplaza
Planta motriz: un motor lineal Lorraine 18Kd de 650 hp
Prestaciones: velocidad máxima 205 km/h; techo de servicio 6 200 m; autonomía 1 000 km
Pesos: vacío 2 800 kg; máximo en despegue 4 200 kg
Dimensiones: envergadura 21,50 m; longitud 13,72 m; altura 5,15 m; superficie alar 95 m^2
Armamento: cinco ametralladoras de 7,7 mm, más una carga de hasta 800 kg de bombas

Amiot 143



Amiot 143M de reconocimiento nocturno, en servicio en la 3.ª Escuadrilla del GB II/35, basada en Pontarlier en setiembre de 1939.

Historia y notas

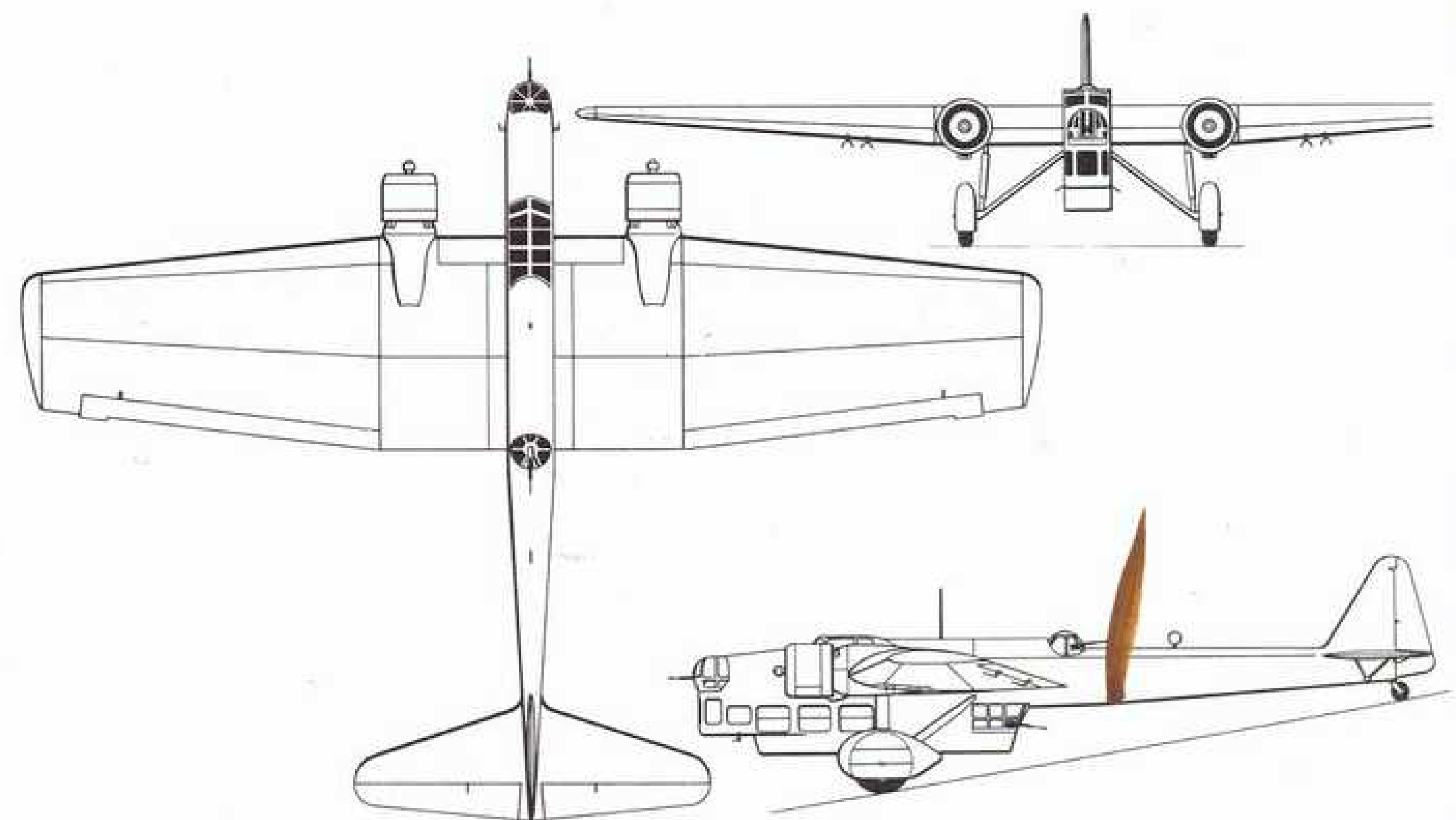
La Avions Amiot, fundada originalmente por Félix Amiot como Société d'Emboutissage et des Constructions Mécaniques (SECM) en 1916, fue uno de los cuatro competidores en un concurso convocado en 1928 por el *Service Technique de l'Aéronautique* francés. Las especificaciones requeridas eran las de un avión cuatriplaza de la categoría llamada *multiplace de combat* (avión de combate multiplaza), capaz de cubrir las funciones de bombardero diurno/nocturno, de escolta de largo alcance y de reconocimiento.

La nación francesa es famosa por su aprecio de la belleza, pero esta cualidad estaba decididamente ausente de los aviones que fueron diseñados para cumplir con los requisitos de avión de combate multiplaza durante los años de entreguerras. En efecto, alguien llegó a sugerir que el **Amiot 140**, que competía con el Blériot 137, el Breguet 410 y el SPCA 30, había sido elegido para su producción en serie por ser el más feo de los cuatro prototipos. Sin duda se trata de una anécdota apócrifa pero, tanto si es cierta como si no, fue el prototipo Amiot 140, que había volado por primera vez en abril de 1931, el elegido para su producción en serie después de las pruebas de evaluación: en noviembre de 1933 la Armée de l'Air cursó un pedido de 40 ejemplares.

Durante los 31 meses transcurridos desde el vuelo inaugural del primer prototipo (habían sido construidos dos) hasta la recepción del pedido, Amiot había estado puliendo el diseño. Así desarrolló el **Amiot 142**, propulsado por dos motores de cilindros en V Hispano Suiza de 860 hp, y después el **Amiot 143** provisto de dos motores radiales Gnome-Rhône sobrealimentados; esta última versión fue la que definitivamente entró en producción. De construcción totalmente metálica, El Amiot 143 disponía de algunas características poco usuales, entre las que pueden citarse su ala monoplana de gran cuerda con una sección transversal tan gruesa que permitía el acceso en vuelo a los motores, y el tren de aterrizaje, del tipo no retráctil con rueda de cola, con patas provistas de enormes carenados para las ruedas, que alcanzaban unos 2,13 m de longitud. Los motores de giro invertido del prototipo de fabricación **Amiot 143.01**, que voló por primera vez en agosto de 1934, desarrollaban cada uno de ellos 800 hp en el despegue, y el combustible se almacenaba en seis depósitos, todos ellos desechables. Esta última característica fue abandonada a partir del avión 41° y siguientes unidades de serie.

La parte más fea de la estructura del Amiot 143 era, sin lugar a dudas, su fuselaje de dos niveles. A lo largo del nivel superior del fuselaje se habían previsto tres puestos: una torreta frontal, una cabina para el piloto situada por encima del borde de ataque de las alas, y una torreta dorsal a la altura del borde de fuga. En su nivel inferior en forma de góndola iban instalados el puesto del navegante/bombardero y el compartimiento de bombas; también podía acomodarse a un quinto tripulante para el bombardeo nocturno. En el extremo posterior de la góndola se había previsto un puesto más de artillero. El armamento consistía, al principio, en un cañón Lewis en la torreta frontal, y dos más en cada uno de los dos puestos restantes, pero desde el avión de serie numero 41° se cambió esta disposición por una ametralladora única MAC de 7,5 mm en cada uno de los puestos, además de un cañón adicional que disparaba a través de una compuerta situada en el piso del fuselaje delantero.

Las primeras entregas de los Amiot 143 de serie fueron destinadas a la Armée de l'Air en julio de 1935, y equiparon el 3er Grupo del 22° Escuadrón de Bombarderos. Al estallar la guerra en 1939, 60 de estos bombarderos obsoletos permanecían en servicio operacional, equipando cinco grupos de bombarderos, y hasta el 10 de mayo de 1940 solamente se utilizaron para bombardear Alemania mediante inútiles folletos de propaganda. Desde esta fecha hasta la caída de Francia, fueron empleados casi exclusivamente en ataques nocturnos de bombardeo de posiciones enemigas. La única excepción fue el desesperado y heroico intento realizado por 13 aviones del 34° y 38° Escuadrones de Bombarderos para destruir los puentes sobre el Mosa, en Sedán, en un ataque diurno el 14 de mayo: sólo uno de estos aviones regresó de la misión.



Variantes

Amiot 140: prototipo (total 2)
Amiot 142: un solo prototipo revisado
Amiot 143: modelo de preserie y de serie (total 138 ejemplares)
Amiot 142 (revisado): basado en el tercer prototipo pero provisto de motores diferentes (total 1)
Amiot 144M: modelo provisto de alas revisadas y de tren de aterrizaje retráctil (total 1)
Amiot 150BE: prototipo de torpedero/avión de reconocimiento; dos motores radiales Gnome-Rhône de 740 hp; tren de aterrizaje provisto de ruedas y flotadores intercambiables (total 1)

Especificaciones técnicas

Amiot 143
Tipo: avión de reconocimiento/bombardero bimotor, de cuatro a seis plazas
Planta motriz: (143M) dos motores radiales Gnome-Rhône 14Kirs/Kjrs Mistral Major, con una potencia cada uno de ellos de 870 hp a 3 215 m, y 900 hp a 4 210 m
Prestaciones: velocidad máxima 310 km/h a 4 000 m; velocidad de crucero 270 km/h a 4 000 m; techo de servicio 7 900 m; autonomía 1 200 km
Pesos: vacío 6 100 kg; máximo en despegue 9 700 kg
Dimensiones: envergadura 24,50 m; longitud 18,00 m; altura 5,50 m; superficie alar 100 m^2
Armamento: (a partir del avión de serie 41°) cuatro ametralladoras MAC de 7,5 mm (una en la torreta de proa, otra en la torreta dorsal, la tercera en el puesto ventral y la última en el puesto bajo el morro), además de 800 kg de bombas de carga interna

El Amiot 143M fue sin lugar a dudas uno de los aviones más feos fabricados durante los años de entreguerras.



Blitzkrieg en Europa: capítulo 5.°

Asalto a los Países Bajos

Después de liquidar la resistencia de Polonia y de los países escandinavos, Hitler dirigió la atención hacia sus principales enemigos: Francia y Gran Bretaña. Como en la campaña noruega, su ataque se apoyó en una cabeza de puente propicia; en esta ocasión se trató de Bélgica y los Países Bajos.

Aún se hallaba en curso la campaña alemana en Polonia, cuando Hitler y el Alto Mando alemán empezaron a planificar una ofensiva masiva en el oeste, contra las naciones neutrales de Bélgica y Países Bajos y la alianza francobritánica. Al terminar la campaña de Polonia, 60 divisiones alemanas se retiraron y pasaron a la frontera occidental; las fuerzas británicas y francesas habían perdido una oportunidad preciosa para lanzar una contraofensiva en el oeste. Tres días después de la rendición de Polonia, el 9 de octubre de 1939, el Führer enviaba a sus jefes de estado mayor la directiva de guerra n.° 6, que decía textualmente lo siguiente:

«1. En un futuro muy próximo puede suceder que Gran Bretaña, y con ella Francia, decidan continuar la guerra. En tal caso, atacaré con la mayor rapidez posible.

2. Cualquier indecisión no sólo permitiría inclinar a favor del oeste la neutralidad de Bélgica, y tal vez de los Países Bajos, sino que daría tiempo a nuestros enemigos para aumentar su poder militar, quebrantaría la confianza de los neutrales en una victoria alemana y desalentaría a los italianos, que desean unirse a nosotros.

3. Por la presente ordeno que se proceda a las siguientes operaciones:

a) Se lanzará una ofensiva en el flanco norte del frente occidental contra las áreas de Bélgica-Luxemburgo-Países Bajos. Este ataque será lo más enérgico y rápido posible.

b) El objetivo de esta operación es destruir tantas fuerzas francesas y aliadas como sea posible, establecer las bases necesarias para un ataque aéreo y naval a Gran Bretaña y asegurar nuestra vital región del Ruhr.

c) La fecha del ataque dependerá de las condiciones meteorológicas y de la disponibi-



Bombarderos Do 17Z sobre los Países Bajos. Aunque llevaban una carga relativamente pequeña de bombas, los Do 17Z de los Kampfgruppen cumplieron con éxito su cometido (foto MARS).



Henschel Hs123

Henschel Hs 123A-1 del II (Schlecht)/ Lehrgeschwader 2, único usuario de este tipo en las primeras campañas de la II Guerra Mundial. A pesar de su aparente obsolescencia, el H2 123 demostró ser un arma valiosa de apoyo cercano. En la campaña del oeste, el II (Schl)/LG2 estuvo bajo el mando del capitán Otto Weiss, y el Gruppe contó con la cobertura aérea directa de los Bf 109E del I/JG 21, mandado por el capitán Werner Ultsch.

lidad de nuestras fuerzas blindadas y mecanizadas. Ha de hacerse todo lo posible para apresurar su intervención.

4. La Luftwaffe tiene la misión de proteger nuestras fuerzas de tierra de ataques aéreos, apoyar su avance, impedir que las fuerzas aliadas se establezcan en Bélgica y, por último, evitar aterrizajes de tropas británicas a lo largo de la costa neerlandesa y belga.»

Plan audaz

El 19 de octubre de 1939, el Alto Mando alemán presentaba la primera versión del *Fall Gelb* (Ocaso amarillo), es decir, las operaciones proyectadas para la invasión de Bélgica, Países Bajos y Francia. El plan fue objeto de muchas discusiones y cambios; sobre la base de la versión definitiva, en gran parte obra del general Erich von Manstein, empezaron los preparativos el 27 de febrero de 1940. El ataque principal tendría lugar en las Ardenas, una región difícil, muy ondulada y con espesos bosques, por donde, a juicio de los jefes de estado mayor franceses y británicos, era impracticable un ataque alemán. Se cruzaría la frontera francesa en el río Mosa, entre Sedan y Dinant, para llevar luego a cabo una profunda penetración en territorio francés hasta el estuario del Somme, al noroeste de Abbeville, en la costa del Canal. Si este plan enormemente atrevido conseguía su objetivo, cortaría las comunicaciones y aislaría el grueso del ejército francés, al sur, de las tropas belgas, británicas y francesas situadas al norte. Así separados, los dos contingentes aliados serían atacados uno después de otro. Al sur del ataque principal alemán en las Ardenas debía llevarse a cabo una acción diversiva sobre el poderoso 1.er Grupo de Ejércitos francés, estacionado detrás de las fortificaciones de la línea Maginot, un sistema de casamatas, posiciones de artillería y obstáculos anticarro que se extendía a lo largo de 320 km desde Longuyon, a través de los Vosgos, hasta Haguenau, sobre el Rin, y desde aquí hasta la frontera suiza en Basilea. El prerrequisito esencial del *Fall Gelb* era el ataque en el norte, a través de las fronteras de Bélgica y Países Bajos. No sólo era necesario asegurar el flanco norte del ataque principal en las Ardenas; igualmente importante era empujar hacia la frontera belga al 2.° Grupo de Ejércitos francés y a la Fuerza expedicionaria británica del general Lord Gort. Se otorgó gran importancia a la rapidez, y por ello se utilizó la técnica de la Blitzkrieg, es decir, un ataque con blindados apoyados por una masiva cobertura aérea.

Sobre un total de 174 divisiones alemanas a su disposición en el oeste, Hitler asignó a 75 la ofensiva inicial, cuya iniciación estaba prevista para el 10 de mayo de 1940; en esta fuerza no se incluían las reservas. En el norte, el capitán general Fedor von Bock, al mando del Grupo de Ejércitos B, con el apoyo de la Luftflotte II del general Albert Kesselring, tenía bajo su mando dos ejércitos (el 18.° Ejército, a las órdenes del general Georg von Küchler, y el 6.° Ejército, al mando del general Walter von Reichenau), con un total de 29 divisiones, incluidas tres blindadas. La misión del Grupo de Ejércitos de von Bock era aniquilar al ejército neerlandés, asegurar el cruce del importantísimo canal Alberto, mantener inmovilizadas a las fuerzas aliadas de Flandes y cooperar con el Grupo de Ejércitos situado inmediatamente al sur en la destrucción de las fuerzas cercadas. El 18.° Ejército alemán debía atacar en el norte de los Países Bajos, apoderándose por medio de tropas aerotransportadas de objetivos estratégicos en Vesting Holland; mientras, el 6.° Ejército de Reichenau actuaría en el Limburg neerlandés y en el sector belga de Lieja y el Mosa, con la ayuda de dos divisiones Panzer.

El ataque principal a través de las Ardenas se confió al teniente general Gerd von Rundstedt, al mando del Grupo de Ejércitos A, compuesto de 46 divisiones, entre ellas siete divisiones Panzer y tres motorizadas. A la cabeza marcharía el poderoso Panzergruppe del general Ewald von Kleist, con más de 350 carros medios PzKpfw III y IV, que tendría a su cargo el asalto a través del Mosa. El flanco derecho del ataque estaría cubierto por el general Günther von Kluge, al frente del 4.° Ejército, que debía avanzar por el valle del Sambre y el Mosa, y eventualmente unirse al Grupo de Ejércitos de von Bock; en fin, el 12° Ejército (general Sigmund List) y el 16° Ejército (teniente general Ernst Busch) atacarían los flancos norte y sur de Luxemburgo.

En el sur, el Grupo de Ejércitos C, a las órdenes del capitán general Wilhelm, Ritter von Leeb, tenía la misión de contener al enemigo a lo largo de la línea Maginot y la margen derecha del Rin, con las 19 divisiones del 1.er Ejército (general Erwin von Witzleben) y el 7.° Ejército (general Friedrich Dollmann).

Despliegue aéreo masivo

La fuerza aérea operacional prevista para el *Fall Gelb* iba a ser la mayor que la Luftwaffe pondría en juego a lo largo de toda la guerra. Sobre una fuerza total de la Luftwaffe, en mayo de 1940, de 4 417 aviones de combate, nada menos que 3 530 se destinaron a actuar en el frente occidental. Además, contaba con 475 aviones de transporte y 45 planeadores de asalto. La estructura de mando de la Luftwaffe seguía el modelo ya establecido en las campañas de Polonia y Escandinavia. El Grupo de Ejércitos B de von Bock era apoyado por la Luftflotte II (general Albert Kesselring), que contaba con el I y IV Fliegerkorps, al mando, respectivamente, del teniente general Ulrich Grauert y del teniente general Alfred Keller; también quedaron afectadas a la Luftflotte II la 9. Fliegerdivision de minado marítimo y la 7. Fliegerdivision de desembarco aéreo (mayor general Kurt Student); el mando conjunto de las unidades de transporte correspondía al Fliegerführer zur besonderen Verwendung (mayor general Richard Putzier). El área de operaciones de la Luftflotte II era Bélgica y Países Bajos, y su misión operativa, afirmar rápidamente la superioridad alemana en el aire, apoyar a las fuerzas de tierra y lanzar una serie de operaciones en gran escala de desembarco y lanzamiento de paracaidistas. Para esta última tarea, la flota aérea contaba con unos 430 Junkers Ju 52/3m, casi todos recientemente desplegados en el escenario escandinavo. Así, el Fliegerführer zbV tenía bajo su mando los I a IV / Kampfgeschwader zur besonderen Verwendung 1; los I y



Escena típica del avance alemán en los Países Bajos. Virtualmente inmunes a los ataques aéreos aliados, las columnas blindadas y motorizadas alemanas avanzaron rápidamente, agrupadas para facilitar el control y el despliegue (foto MARS).

La Fuerza Aérea Neerlandesa

El 10 de mayo de 1940, la Fuerza Aérea Neerlandesa (Luchtvaartafdeling) se componía de los Regimientos Aéreos 1.º y 2.º. El 1.er Regimiento Aéreo estaba constituido por un escuadrón de reconocimiento de 10 Fokker C.X, un escuadrón de bombarderos integrado por nueve Fokker T.V. y cuatro escuadrones de cazas, dos de ellos equipados con 20 Fokker D.XX y los otros dos con 23 Fokker G.1A; estos cuatro escuadrones constituían el Jachtgroep (grupo de cazas) del regimiento. El 2.º Regimiento Aéreo comprendía cuatro alas para misiones de reconocimiento, equipadas con 27 Fokker C.V., un Fokker C.X y 16 Kookhoven F.K.51; más un Jachtgroep de dos escuadrones, uno compuesto por ocho Fokker D.XXI y el otro por 11 Northrop A-17 (construidos por Douglas).



Un caza Fokker D.XXI del 1.er Escuadrón de Cazas, integrado en el Jachtgroep del 1.er Luchtvaartregiment. En el momento de la invasión alemana, el escuadrón tenía su base en De Kooy.



Fokker G.1A, uno de los 26 aviones de una serie producida en principio para Finlandia, y de los cuales 12 se incorporaron a la Fuerza Aérea Neerlandesa, en abril de 1940.

II / KGzbV 172, los Kampfgruppen zur besonderen Verwendung 11 y 12 y elementos de los KGrzbV 101, 104 y 106.

La Luftflotte III del general Hugo Sperrle estaba asignada al Grupo de Ejércitos A, al mando de von Rundstedt, y también tenía la misión de apoyar, dentro de ciertos límites, al Grupo de Ejércitos C de von Leeb, cuya función era defensiva. Estaban subordinados a la Luftflotte III los II y V Fliegerkorps, a las órdenes del teniente general Bruno Loerzer y del teniente general Robert, Ritter von Greim, respectivamente. El primero tenía que operar en Luxemburgo-Sedan; el segundo, más al sur, en la región del Rin.

Especialistas en apoyo cercano

La principal fuerza táctica disponible era el VIII Fliegerkorps, al mando del teniente general Wolfram, Freiherr von Richthofen. Contaba con unos 380 Junkers Ju 87B-2 Stuka y 45 Henschel Hs 123A-1 de apoyo cercano, procedentes del Stab y I a III Stukageschwader 2 «Immelmann», más la incorporación del IStG 76; los I y II/StG 77 con el IV (Stuka) /Lehrgeschwader 1 agregado, y el II (Schlacht)/LG 2. El VIII Fliegerkorps contaba también con elementos de apoyo en forma de cazas monomotores y bimotores, bombarderos ligeros y aviones de reconocimiento táctico. El cuerpo tenía la misión de apoyar a la Luftflotte II en el área de Maastricht-Dordrecht, y a continuación ayudar a la Luftflotte III en la ofensiva de las Ardenas.

La fuerza de bombarderos distribuida entre las Luftflotten II y III consistía en 1 120 Heinkel He 111 y Dornier Do 17Z de las KG 2, KG 3, KG 4, KG 26, KG 27, KG 51, KG 53, KG 54, KG 55, KG 76, KG 77, Kampfgruppe 100, Kampfgruppe 126 y LG 1. La KG 51 y la LG 1 habían sido reequipadas con el excelente bombardero medio Junkers Ju 88A-1, que hasta ese momento había sido utilizado exclusivamente en operaciones antibuque. El grueso de esta fuerza de bombarderos fue asignado al II Fliegerkops de Loerzer.

Poderosa dotación de cazas

La fuerza de cazas —constituida por 1 016 monomotores Messerschmitt Bf 109E-1, E-3 y E-4, y 248 bimotores Bf 110C-1— fue dividida entre las dos Luftflotten. Los Bf 109 operaron con los I/JG 1, I a III/JG 2, I a III/JG 3, I/JG 21, I a III/JG 26, I a III/JG 27, I a III/JG 51, I/JG 52, I a III/JG 53 «Pik As», I/JG 54, I/JG 76 y I/JG 77; los Bf 110 lo hicieron para los I/ZG 1, I y II/ZG 2, I y II/ZG 26 y I(Zerstörer)/LG 1. Se añadió a ellos una amplia fuerza de reconocimiento.

Las primeras fuerzas aéreas que se opusieron a la Luftwaffe fueron la neerlandesa (Luchtvaartafdeling), que constaba de 132 aviones, entre ellos 28 cazas Fokker D.XXI y 23 cazas bimotores Fokker G.1A, y la belga (Aéronautique Militaire), compuesta por 11 Hawker Hurricane Mk I, 15 Gloster Gladiator Mk II, 23 Fiat CR.42, 82 Fairey Fox y 21 Renard R-31. La más poderosa de las fuerzas aéreas que se enfrentaron inmediatamente después a la Luftwaffe en el oeste era la Armée de l'Air francesa, a las órdenes del general Vuillemin. Las unidades de caza se componían de un total de 278 Morane-Saulnier M.S. 406, 140 Bloch M.B. 151 y 152, 98 Curtiss 75A-3 Hawk y 36 Dewoitine D.520; los apoyaban unos 100 Potez 631, cazas bimotores diurnos y nocturnos de largo alcance. La sección de bombarderos estaba constituida por 150 a 175 Amiot 143, Farman 222 y Bloch 200, más cierto número de los excelentes bombarderos Lioré et Olivier LeO 451. Los aviones de reconocimiento y de observación ascendían a 350 o 400. Las unidades de la Armée de l'Air estaban desplegadas en la Zona Operacional Aérea Norte (ZOAN) a las órdenes del general Augereau, con la 1.ª División Aérea (Cuartel general en Aidon-Laon) en el sector del Canal-Sarre; la 3.ª División Aérea (cuartel general en Vitry-les-François) cubría el Sarre; y la Zona Operacional Aérea Sur/ZOA de los Alpes vigilaba la línea fronteriza francoitaliana, hasta el extremo sur. La ZOAN de Augereau disponía de 275 cazas monomotores y 25 bimotores, 80 aviones de reconocimiento y 55 bombarderos nocturnos distribuidos en los Groupements 6, 9, 21, 23 y 25, más el Groupement Maritime.

Próximo capítulo:
El colapso de los Aliados



Este Fokker G.1A fue uno de los pocos aviones neerlandeses que sobrevivieron a la «guerra de los Cinco Días»; posteriormente prestó servicio en la Luftwaffe en tareas de entrenamiento.

Saab Viggen: doble delta

El Viggen constituye la base de un sistema completo de defensa aérea elaborado con la característica perfección sueca. Sencillo, fuerte y seguro, dotado de un radar avanzado y de una gran potencia de fuego, su singular configuración le permite utilizar como base operativa la red de autopistas del país.

Pocos países, aparte de las superpotencias, desarrollan su propia aviación de combate. Una de esas excepciones es Suecia, que durante cuarenta años no sólo ha fabricado el material utilizado por sus Fuerzas Aéreas, cosa ya de por sí difícil, sino que nunca ha cometido un error, lo que (ajustándonos al patrón de las demás naciones) es imposible. Con una población que no llega a la cuarta parte de la española, desarrollar un avión polivalente de combate a Mach 2 es una empresa que ha de desarrollarse a la perfección al primer intento, a riesgo de no poder repetirse.

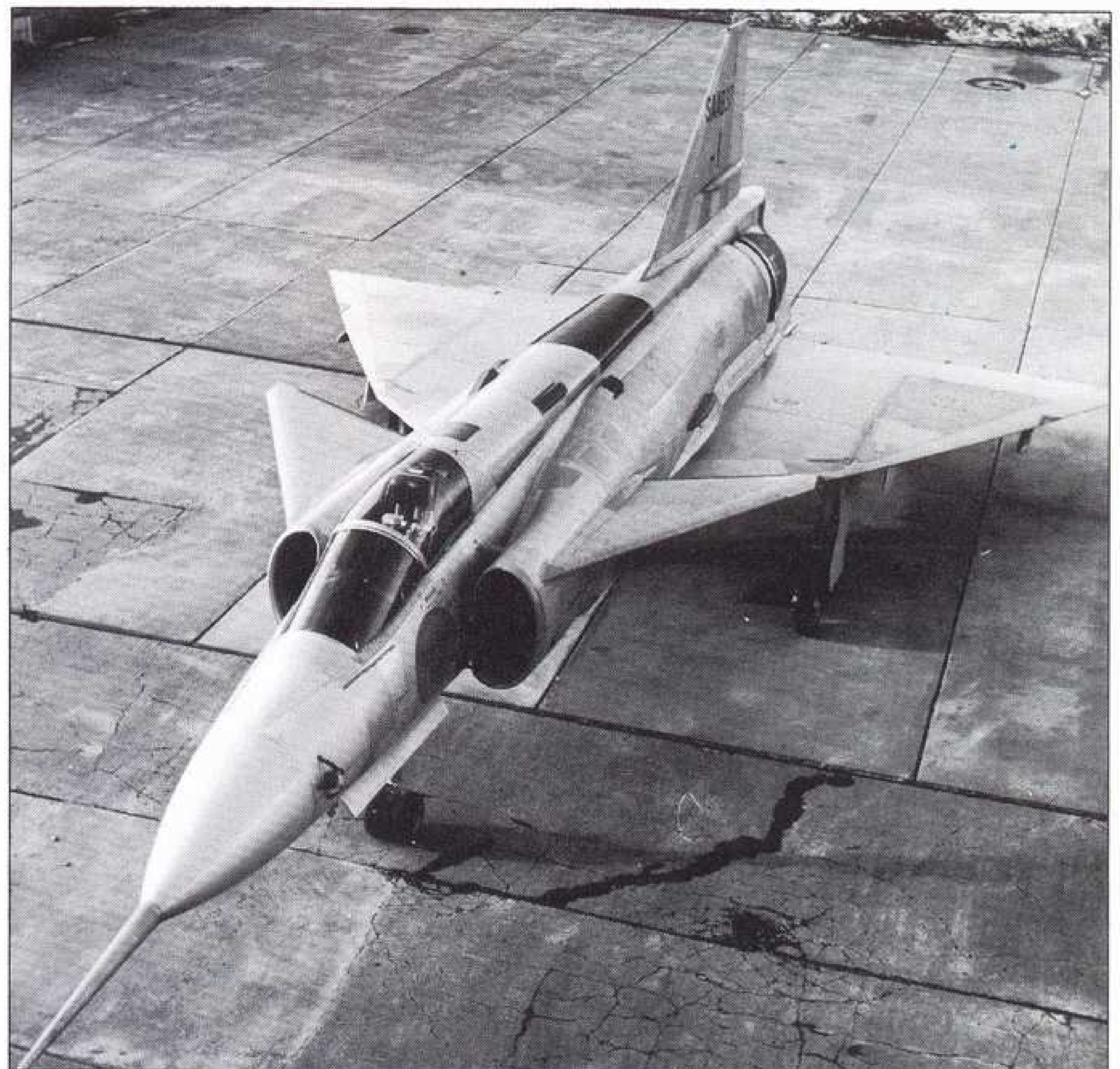
Suecia alcanzó la velocidad de Mach 2 con el Saab-35 Draken, un avión en doble delta del que se construyeron 606 unidades en diferentes versiones. La siguiente generación no necesitaba ser tan rápida, pero cuando se planificó un nuevo sistema de armas a finales de los cincuenta, los objetivos incluían mayor versatilidad, un tamaño ligeramente superior para acomodar un radar de interceptación más potente y mayor carga de armas, y una configuración aerodinámica especial para hacer compatible la velocidad supersónica con el deseo, vital para los suecos (e ignorado por otros países en la misma situación) de que los nuevos aviones operasen desde puntos remotos del país utilizando las autopistas, para evitar la posibilidad de ser destruidos en un ataque por sorpresa al comienzo de una guerra inesperada.

Con una filosofía basada en el concepto del «sistema de armas» recientemente puesto a punto en EE UU, los suecos planearon el Sistema 37 para que equipara la práctica totalidad de su fuerza aérea, la Flygvapen. El sistema incluye no sólo el vehículo aéreo, denominado Saab-37, sino también la planta motriz, el equipamiento, el equipo de tierra, las instalaciones y establecimientos de pruebas, las instalaciones de entrenamiento, e incluso bibliotecas con libros y folletos computerizados. Incluye también enlaces electrónicos que integran el sistema con el Stril 60, una red de control electrónico de defensa aérea que protege todo el territorio del tercer país en extensión de Europa (si se admite que Groenlandia, Turquía y la URSS no sean europeas). Suecia no puede costear el precio del número de aviones que necesitaría para proteger sus amplias costas y su frontera norte, pero aún así, el Sistema 37 es indudablemente el más completo del mundo.

Sustentación canard

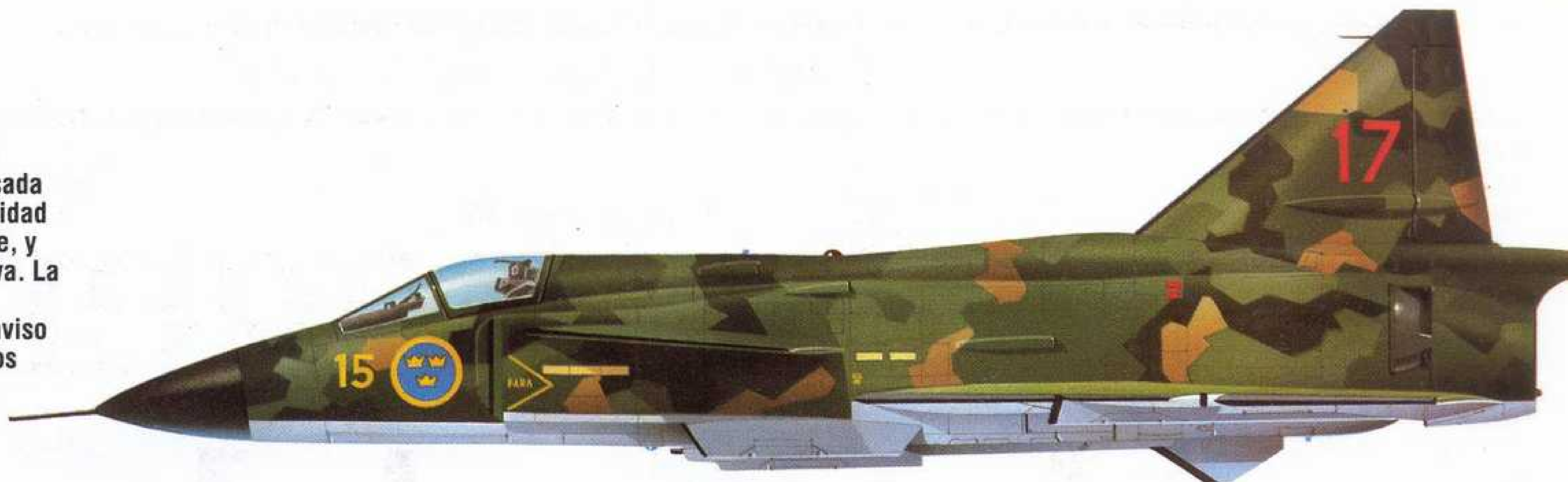
Después de prolongadas investigaciones en establecimientos estatales y en la Saab AB (Saab Scania desde la fusión de ambas empresas en 1968) se aprobó una configuración aerodinámica singular para el nuevo avión. Puede llamársele doble delta, como la de su predecesor, pero con la diferencia de que el ala mayor, de planta en delta modificada, se sitúa detrás, complementada por un poderoso plano delantero canard. Un estabilizador delantero es en principio mejor que uno trasero, porque en los momentos cruciales del despegue y el aterrizaje rota el avión por sustentación del morro, en lugar de empujar hacia abajo la cola. Los estabilizadores de cola ordinarios, al empujar hacia abajo, aumentan el peso efectivo del avión y por ello exigen la utilización de pistas más largas. Más aún, el estabilizador delantero simplifica el uso de unos potentes flaps que permiten obtener aún mejor sustentación y manejo a bajas velocidades (mientras que un delta sin cola, como el Dassault Mirage III, ha de utilizar sus flaps en sentido opuesto para empujar hacia abajo en lugar de hacia arriba). Para incrementar su eficacia, el estabilizador delantero en delta fue provisto asimismo de flaps de borde de fuga que, como muchas partes de la estructura, son de construcción metálica en panal de abeja, lo que proporciona una superficie excepcionalmente lisa y cuidada.

Era lógico colocar la cabina presurizada lo más adelantada posible, inmediatamente detrás del ancho radar, mientras que la posición de éste implicaba situar las tomas del motor en cualquier parte



Esta fotografía del primer Viggen, tomada en Linköping a principios de 1967, muestra el gran parecido externo con el AJ37 de producción. Las diferencias se reducen apenas a que lleva una larga sonda en el morro y va desprovisto de radar (foto Saab).

Este AJ37 fue uno de los primeros modelos de Viggen entregados. La unidad receptora fue el Ala F15 basada en Söderhamm; el número de la unidad aparece en la delantera del fuselaje, y el individual del aparato en la deriva. La inscripción amarilla FARA, en un triángulo también amarillo, es un aviso estarcido en las tomas de aire de los aviones suecos.



menos en el morro. Después de probar varias configuraciones, se diseñaron unas tomas laterales de sección oval justo delante del canard. Se trata de tomas simples, sin conos centrales variables ni tabiques angulares, pero totalmente protegidas contra el hielo. Los dos conductos alimentan un ancho turbofan con posquemador que, por primera vez en un avión de combate, fue equipado con inversores de empuje para incrementar la deceleración en pistas de aterrizaje cortas. Siguiendo la tradición de los anteriores aviones de combate suecos, que habían usado motores a reacción británicos, se iniciaron conversaciones con Rolls-Royce, tal vez el constructor mundial de motores que posee más amplia experiencia en motores turbofan, posquemadores y toberas variables complejas con inversores. Pero justo en esa época el gobierno británico canceló el transporte V/STOL HS.681 y su motor Medway, de forma que Saab tuvo que buscar en otra parte. La única alternativa posible era adoptar el Pratt & Whitney JT-8D, un motor diseñado para aviones comerciales subsónicos, y rediseñarlo para combate supersónico con un posquemador. Esta ingente tarea, con mucho la mayor llevada a cabo en Suecia sobre el tema de motores, fue cumplimentada con éxito por Volvo Flygmotor, que también fabricó la serie de motores RM-8 resultante, los reactores más potentes instalados en un avión de combate, excepto los del Tupolev Tu-26 «Backfire» y algunos otros tipos soviéticos.

Un requisito esencial era no sólo la capacidad de STOL sino también pronunciadas aproximaciones y trepadas iniciales. Al despegue, se consiguió alcanzar una altura de 10 000 m en sólo 100 seg desde la suelta de frenos. En aterrizaje, el avión fue diseñado para realizar tomas de tierra irreprochables (y sin bengalas) a una velocidad de descenso de 300 m por minuto. Saab diseñó un tren de aterrizaje sencillo, con ruedas en tándem provistas de poderosos frenos antideslizamiento Dunlop, que se pliegan en estrechos compartimientos en alas y fuselaje. La parte trasera del fuselaje es un ancho anillo eyector de titanio. Normalmente la amplia ranura abierta entre su extremo contracorriente y el fuselaje está abierta para reducir la resistencia. A velocidad supersónica, la ranura se cierra y el eyector sirve como una tobera supersónica secundaria, que completa la tobera variable del posquemador situada en su centro. Al aterrizar, en cuanto la rueda delantera toca el suelo la compresión de su vástago da la señal al inversor prearmado, que cierra la tobera normal y frena el avión por el soplo del gas a través de las tres ranuras del eyector, una a cada lado del ala y bajo el fuselaje. El ala lleva cuatro anchas superficies de control en el borde de fuga, movidas por unidades de fuerza hidráulica situadas en carenados en el intradós. Las cuatro superficies son elevones: actúan como timones de profundidad, como flaps en el aterrizaje y

AJ37 fotografiado en una misión de entrenamiento; este ejemplar está encuadrado en la primera unidad que recibió los Viggen, el ALA F7 de Satenäs, cuyos aviones operaron mucho tiempo en acabado metálico. Los cuatro contenedores externos son lanzadores Bofors, para seis cohetes de 135 mm (foto Saab).

diferencialmente como alerones. El plano vertical triangular, que comprende una ancha deriva y un timón asistido de construcción en panal de abeja, se puede plegar horizontalmente sobre el ala izquierda. Un aleta ventral fija asegura la estabilidad horizontal.

Saab obtuvo un contrato para construir siete prototipos, además de las unidades para pruebas en tierra. No sólo se necesitaba cierto número de ejemplares para realizar el desarrollo completo del modelo en un tiempo razonable (siete es una cantidad muy pequeña según las normas actuales), sino que a principios de los sesenta se había previsto ya la existencia de versiones diferentes. Un avión de combate polivalente no puede ser tan eficiente en las diferentes misiones como las variantes diseñadas a propósito; la habilidad reside en minimizar las diferencias para que todas las variantes tengan un máximo de elementos comunes. El diseño del Saab-37, que tendrá que cumplir mayor variedad de funciones que el Saab-35 Draken, fue congelado en 1963, y en abril de 1964 se presentó el programa completo, que preveía la utilización de más de 800 aviones en cuatro versiones. El avión fue denominado Viggen (Trueno). La inflación ha disminuido algo el número de aviones previsto en el programa, y en cambio las variantes han crecido últimamente hasta seis.

Comienzo sin problemas

El primer prototipo voló el 8 de febrero de 1967. No tuvo problemas serios, y la versión inicial, el AJ37, a la que se dedicaron la mayoría de los prototipos, entró en servicio para la Flygvapen en el Ala F7 con base en Satenäs en junio de 1971, reemplazando al Saab A32A Lansen. El AJ37, la más numerosa de todas las versiones, es básicamente un monoplaza de ataque en todo tiempo, que lleva casi 600 kg de aviónica en 50 conjuntos que incluyen un radar muy avanzado Ericsson con su antena planar cubierta por un amplio radomo configurado para el vuelo supersónico en tiempo adverso y deslizable hacia delante para facilitar el acceso. El equipo incluye un sistema digital de control de fuego con computadora de datos aéreos Philips y presentador frontal de datos Marconi Avionics. Las ayudas a la navegación y aviónica incluyen un radar Doppler Decca Tipo 72, un altímetro radar Honeywell, TILS (Tactical Instrument Landing System, sistema de aterrizaje táctico por ins-



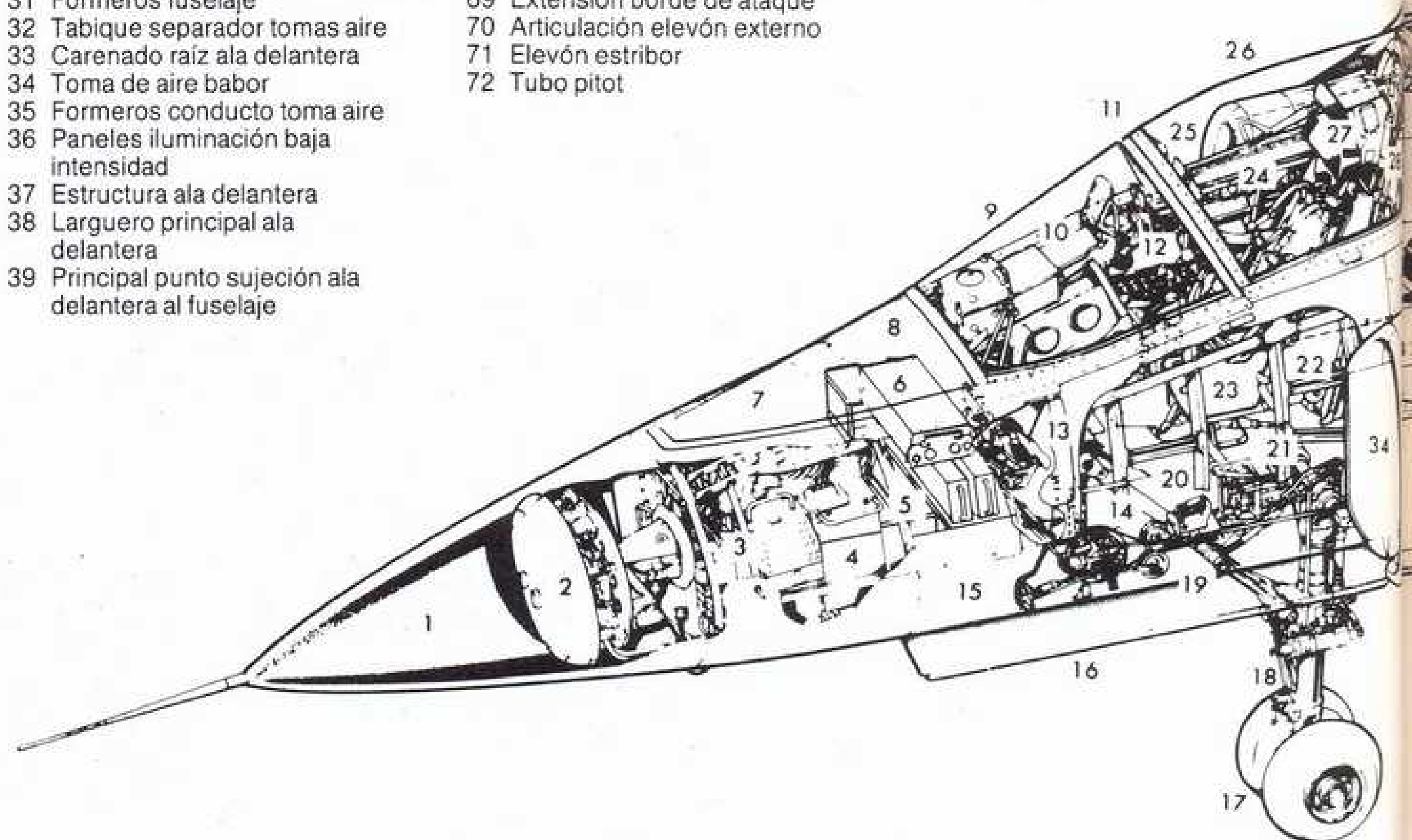
El prototipo del entrenador SK37 voló el 2 de julio de 1970 y los modelos de producción comenzaron a ser entregados dos años después. Está totalmente equipado con la aviónica y los sistemas de armas del AJ37 (foto Saab).



Este AJ37 realizando un tonel enfatiza los 46 m² de ala, que consigue gracias a su configuración canard soberbios radios de giro y aterrizajes cortos. Los cuatro carenados externos de las unidades de potencia de los elevones se extienden hacia delante hasta convertirse los exteriores en afustes de armas, y los interiores en carenados de equipos de contramedidas electrónicas (foto Saab).

Corte esquemático del Saab JA37 Viggen

1 Cono morro dieléctrico
2 Antena exploradora radar
3 Radar PS-46/A
4 Aviónica
5 Mamparo presión delantero
6 Compartimiento aviónica y equipo electrónico
7 Carenado frontal pantalla
8 Deshielador formeros parabrisas cubierta
9 Parabrisas de un solo componente
10 Sistema puntería
11 Estructura fija
12 Palanca control piloto
13 Pedales timón dirección
14 Varillaje mando
15 Paneles recubrimiento fuselaje
16 Puerta alojamiento rueda delantera
17 Rueda delantera doble
18 Pata rueda delantera
19 Articulación montante retracción rueda
20 Alojamiento rueda
21 Punto articulación pata
22 Cables control/poleas
23 Estructura asiento piloto
24 Asiento eyector piloto
25 Labio toma de aire estribor
26 Cubierta abisagrada
27 Apoyacabeza
28 Raíles guía eyección asiento/mecanismo
29 Charnelas cubierta cabina
30 Alojamiento depósito principal
31 Formeros fuselaje
32 Tabique separador tomas aire
33 Carenado raíz ala delantera
34 Toma de aire babor
35 Formeros conducto toma aire
36 Paneles iluminación baja intensidad
37 Estructura ala delantera
38 Larguero principal ala delantera
39 Principal punto sujeción ala delantera al fuselaje
40 Refrigeradores aceite motor
41 Alojamiento acondicionador aire
42 Equipo radio
43 Ala delantera estribor
44 Carenado articulación flap
45 Estructura flap
46 Luz dorsal identificación y reconocimiento
47 Alojamiento equipo refrigeración
48 Cavidad salida de aire cabina
49 Tuberías refrigeración
50 Refrigeradores/inyectores
51 Caballetes depósitos fuselaje
52 Fijaciones traseras ala
53 Compartimiento aviónica
54 Turbina presión dinámica
55 Carenado charnela flap ala
56 Estructura flap
57 Bomba hidráulica
58 Paneles iluminación baja visión
59 Álabes turbina/cono central rodete
60 Larguero principal superior fuselaje
61 Costillas estructurales fuselaje
62 Turbofan Volvo RM8B
63 Paneles recubrimiento
64 Toma de aire auxiliar dorsal/panel salida gases
65 Miembros estructura alar
66 Recubrimiento ala estribor
67 Alojamiento combustible ala
68 Carenado contramedidas electrónicas estribor
69 Extensión borde de ataque
70 Articulación elevón externo
71 Elevón estribor
72 Tubo pitot
73 Extensión borde de ataque deriva
74 Estructura deriva
75 Larguero delantero deriva
76 Unión larguero deriva al fuselaje
77 Conducciones combustible
78 Instalación pre-refrigeración caja engranajes
79 Carenado raíz alar
80 Fijación larguero principal ala al fuselaje
81 Martinete aerofreno
82 Aerofreno babor fuselaje
83 Conducto motor
84 Fijación posquemador
85 Abertura inversor de empuje
86 Cubiertas inversor
87 Martinete accionador cubiertas
88 Estructuras traseras fuselaje
89 Varillaje mando
90 Fijación trasera deriva
91 Martinete actuador timón de dirección
92 Puntal timón de dirección
93 Recubrimiento deriva
94 Prolongación superior
95 Antena VHF
96 Estructura timón dirección
97 Timón dirección
98 Carenado martinete accionador timón dirección





El último de todos los Viggen y con mucho el más caro, el caza JA37, tiene aviónica y armamento completamente diferentes y un motor modificado. Se le ha adaptado también la deriva alargada del SK37. Este JA37 sirve con el F13 en Norrköping, y lleva dos misiles Sky Flash y dos Sidewinder.



Con la misma célula básica, motor y sistemas del AJ37, el entrenador de doble mando SK37 tiene una cabina posterior para el instructor, lo que reduce su capacidad de combustible. Para compensar el aumento de su superficie lateral, se ha ampliado la superficie de la deriva.

99 Antena laminar
100 Carenado cola
101 Formeros carenado cola
102 Luz navegación cola
103 Carenado posterior fuselaje
104 Estabilizador tobera
105 Carenados accionador elevón
106 Elevón interno
107 Carenado elevón externo
108 Elevón externo
109 Estructura interna
110 Extensión externa borde de ataque
111 Afuste externo babor
112 Carenado contramedidas electrónicas babor
113 Estructura alar
114 Martinete accionador exterior
115 Martinete accionador interno
116 Alojamiento depósito de combustible integrado en ala
117 Costillas alares
118 Revestimiento alar
119 Paneles internos
120 Costillas soporte tren aterrizaje
121 Larguero principal ala
122 Miembro diagonal alojamiento rueda
123 Articulación pata tren principal
124 Montante retracción tren principal
125 Alojamiento rueda babor
126 Estructura borde de ataque interior
127 Compuerta interna tren aterrizaje
128 Contenedor ventral cañón-revólver Oerlikon KCA
129 Suministro munición
130 Cureña cañón
131 Registros acceso
132 Toma de aire refrigeración
133 Carenado bocacha
134 Depósito ventral auxiliar lanzable
135 Ruedas principales en tándem
136 Unión eje a la horquilla
137 Torsor
138 Amortiguador oleoneumático rueda principal
139 Compuerta externa rueda
140 Afuste interno ala
141 Misil aire-aire BAe Sky Flash
142 Misil aire-aire AIM-9L Sidewinder



Una bella toma de uno de los cinco aparatos utilizados en el programa de desarrollo del Saab JA37. El nuevo radar Doppler de impulsos fabricado por Ericsson equipa la totalidad de estos aviones, y dirige el control de tiro del cañón y los misiles subalares (foto Saab).

trumentos) y un sistema de guía de aterrizaje sin visibilidad por haz de exploración de microondas. También lleva radar de alerta de gran capacidad, equipo ECM (contramedidas electrónicas) y casi 7 000 kg de cargas que pueden ser fijadas en siete instalaciones permanentes para soportes lanzadores. El armamento puede incluir el misil de gran tamaño Saab RBO4E antibuque con cabeza buscadora, el misil supersónico aire-superficie Saab RBO5A, la versión con guía TV del Hughes AGM-65 Maverick y misiles RB24 (Sidewinder) o RB28 (Falcon) para el combate aire-aire. Otras cargas posibles son un contenedor de cañones de 30 mm Aden o un amplio surtido de bombas o cohetes.

La siguiente versión, que voló por primera vez el 2 de julio de 1970, fue el entrenador biplaza de doble mando SK37. Esta versión ha añadido una cabina trasera, en lugar del depósito principal de fuselaje y de parte de la aviónica, con una abultada cubierta en tándem y periscopios gemelos para el instructor; el área lateral extra se compensa con la extensión de la punta de la deriva, aflechada hacia atrás. El SK37 entró en servicio en junio de 1972.

Variantes de reconocimiento

El SF37 realizó su primer vuelo el 21 de mayo de 1973. Este aparato de reconocimiento monoplaza, que reemplaza al S35 Draken, puede llevar el abanico completo de armamento de ataque del AJ37 (que también puede llevar el SK37), pero no posee radar de ataque. En su lugar, el morro, de forma exterior diferente, lleva cuatro cámaras fotográficas de baja cota, dos cámaras de alta cota y una de infrarrojos, más una gama de visores especiales, sensores y grabadores de datos. Los soportes externos pueden llevar misiles de autodefensa RB24 y otras cargas externas que normalmente incluyen depósitos lanzables y contenedores de contramedidas electrónicas.

En esta foto no se aprecia claramente la deriva extendida del biplaza SK37, pero resulta evidente la cabina posterior. A pesar de su emplazamiento elevado, se ha equipado con un periscopio, que proyecta sus tubos ópticos como un par de pequeños cuernos (foto Saab).

El SF37 es una versión especializada en reconocimiento multisensor de objetivos terrestres y normalmente adolece de capacidad ofensiva. Este ejemplar de la F21 de Luleå va equipado con un depósito ventral lanzable, contenedor de reconocimiento nocturno y contenedor multisensor Barón Rojo.



El SH37 es una versión dedicada al reconocimiento marítimo en todo tiempo, que mantiene la capacidad de ataque pero opera normalmente en misiones costeras informando y registrando toda clase de actividad extraña. Voló por primera vez el 10 de diciembre de 1973, y posee un radar de vigilancia en el morro y una cámara fotográfica interior para fijación de datos radar. Los soportes bajo el fuselaje pueden cargar un depósito ventral, un contenedor de reconocimiento nocturno en el lado izquierdo, y un contenedor multisensor Barón Rojo en el derecho. También puede cargar el SH37 varias cámaras y grabadoras, y utilizar los soportes subalares para misiles aire-aire RB24 o contenedores activos o pasivos de contramedidas electrónicas.

Interceptador todo tiempo

La última de las principales versiones del Viggen, el JA37, es también la de mayor dificultad de desarrollo; tanto el avión como su motor representan un esfuerzo tan considerable como el del modelo original AJ37. El JA37 es el nuevo avión de defensa aérea sueco. Aunque posee capacidad secundaria para efectuar misiones de ataque, es un interceptador todo tiempo, con célula modificada, diferente motor, radar y aviónica, e incluso distinto armamento.

Una de las mayores tareas, reveladora de la determinación sueca de conseguir un diseño óptimo aun al más alto precio, fue la adecuación del motor al tipo de misión que el caza deberá cumplir. En lugar de los dos rodetes y el compresor de cuatro etapas de baja presión del RM8A, el motor RM8B posee tres rodetes y un compresor BP (baja presión) de tres etapas; los rodetes cuentan con álabes revisados según las investigaciones de Pratt & Whitney en los años sesenta. El RM8B tiene también una turbina de alta presión y un sistema de combustión con quemador de cuatro toberas. El motor resultante proporciona mayor empuje a cualquier velocidad y altura (el empuje al despegue aumentó de 11 790 a 12 750 kg), y mayor fiabilidad funcional a gran altura y maniobras difíciles. Naturalmente, se mantiene el inversor de empuje.

La necesidad de mejorar la maniobrabilidad se plasmó en el JA 37 en la solución de albergar las unidades de potencia de los elevones de cada ala en cuatro carenados, en lugar de los tres de las versiones anteriores. Otro cambio exterior, que proporcionó una mejora de la estabilidad direccional a extrema altitud, fue la adopción de la deriva ya utilizada en el SK37. Pero los mayores cambios se encuentran en la aviónica y el armamento.

Radar de caza polivalente

Uno de los mayores avances de este avión es su radar de impulsos Doppler. Esta clase de radares, desarrollada a partir de los años sesenta, ha revolucionado el combate aéreo. Sucintamente, el radar Doppler procesa las señales retornantes de tal forma que elimina todo excepto los objetivos de importancia real. Detecta incluso blancos que no circulan a velocidad radial relativa al caza, y el resultado es que la pantalla permanece limpia excepto cuando la información es realmente necesaria. Así, por ejemplo, no hay virtualmente ecos del terreno y el mal tiempo apenas influye en su funcionamiento. A causa del proceso computerizado, la imagen que el piloto ve es sintética pero perfectamente nítida, precisa e informativa. L. M. Ericsson pudo producir el UAP-1023 (versión de producción, PS-46/A) gracias a su estrecha asociación con Hughes Aircraft, pionera en radares modernos Doppler con frecuencia de impulsos media, y fabricante del primer radar de producción en serie de ese tipo, el del F-15.

En el JA37 el radar proporciona también iluminación del objetivo para el armamento básico aire-aire de alcance medio, el misil BAe Dynamics Sky Flash (designado RB71 en la Flygvapen), del que puede cargar hasta seis unidades en sus soportes externos. El JA37 también puede utilizar misiles de alcance corto RB24, y lleva un contenedor fijo ventral, a la izquierda de la línea central, con un cañón Oerlikon KCA de 30 mm, uno de los más poderosos que se han utilizado hasta ahora en un caza, con un proyectil de un peso de 360 gramos, una excepcional velocidad de salida de 1 050 m por segundo y una velocidad de disparo de 1 350 por minuto. La trayectoria tensa del proyectil ha demostrado ser un importante factor en la precisión de esta arma. En el interior del fuselaje del JA37 existen racks equipados con nuevos elementos, que incluyen guía inercial, una computadora central digital y un sistema digital automático de control de vuelo fabricado conjuntamente por Saab-Scania y Honeywell.

El sistema JA37 fue desarrollado principalmente con AJ37 modificados y Saab-32 Lansen, uno de los cuales llevó a cabo la mayoría de los ensayos en vuelo del radar. Tan brillante resultó este trabajo que el primer JA37 en volar, el 4 de noviembre de 1977, fue la primera máquina de producción. Los lotes pedidos totalizan 30, 60 y 59 aviones (149 en total) que, junto a los 180 de los modelos anteriores, elevará la fuerza de Viggen a 329.

Variantes del Saab Viggen

Saab AJ37: versión inicial de ataque al suelo; motor Volvo Flygmotor RM8A con 11 790 kg de empuje estático, siete soportes externos para armas y capacidad secundaria aire-aire
Saab JA37: versión de interceptación todo tiempo completamente rediseñada; motor RM8B con 12 750 kg de empuje; radar de impulsos Doppler, contenedor de cañón KCA de 30 mm; previsión de hasta seis misiles RB71 Sky Flash y RB24 Sidewinder



JA37 Viggen

Saab SF37: monoplaza armado de reconocimiento terrestre, motor RM8A, sin radar pero con cámaras en morro y amplia gama de sensores y grabadoras
Saab SH37: monoplaza todo tiempo de reconocimiento marítimo; motor RM8A; amplia gama de sensores, incluyendo infrarrojos, además de radar de vigilancia
Saab SK37: biplaza de entrenamiento; cabina trasera para el instructor con periscopios; deriva más alta y armamento del AJ37



SK37 Viggen



Basada en Norrköping, la F13 cuenta con un escuadrón de reconocimiento equipado con SH37 y (como el de la foto) SF37. En esta toma se aprecia el contenedor de iluminación nocturna y equipo de cámaras suspendido del pilón ventral izquierdo. En el lado opuesto aparece el contenedor Barón Rojo que contiene la antena direccional de exploración infrarroja y varias cámaras ópticas (foto Saab).

Saab AJ37 Viggen

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplaza de ataque todo tiempo
Planta motriz: un Volvo Flygmotor RM8A de 11 800 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima (configuración limpia, gran altitud) Mach 2 (2 124 km/h); trepada hasta 10 000 m en menos de 1 min 40 seg despegando desde una carretera; alcance táctico (hi-lo-hi con armamento) 960 km
Pesos: vacío 11 800 kg; máximo en despegue 20 450 kg
Dimensiones: envergadura 10,6 m; longitud (excluida la sonda) 15,45 m; altura 5,80 m; superficie alar 46,0 m^2
Armamento: carece de armas internas, pero cuenta con siete afustes, todos con eyectores de 750 mm para cargas de 6 000 kg, incluyendo misiles aire-superficie RB05A, RB04E y Maverick, misiles aire-aire RB24 Sidewinder, RB28 Falcon, 16 bombas de caída libre, contenedores para cohetes Bofors de 135 mm o contenedores para cañones Aden de 30 mm



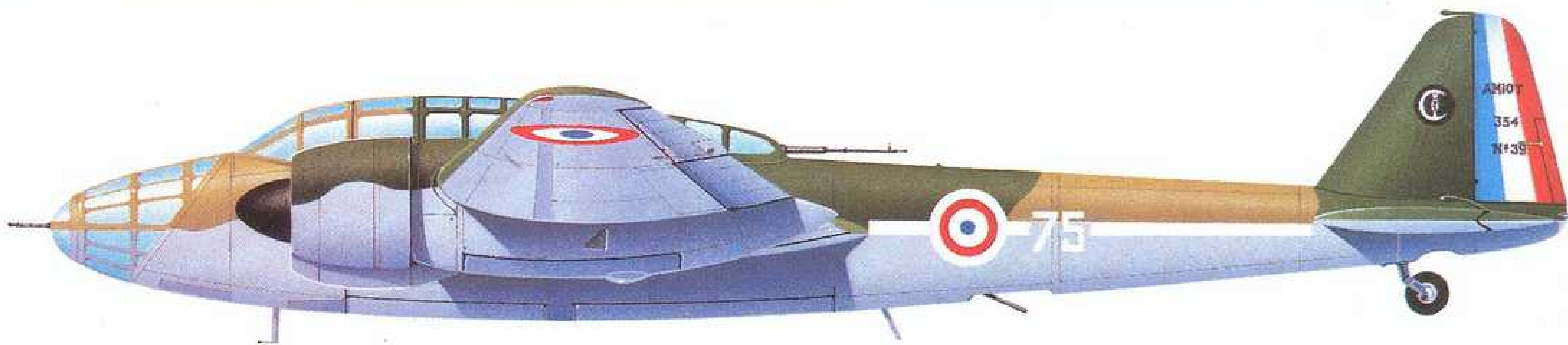
La Flygvapen sueca utiliza probablemente el camuflaje más sofisticado del mundo, con cuatro colores minuciosamente aplicados. Este aparato es un AJ37 del Ala F7 de Satenäs. Lleva un depósito ventral lanzable, misiles aire-tierra RB75 Maverick en los afustes a izquierda y derecha del fuselaje, y misiles antibuque RB04E (cada uno de 616 kg) en las instalaciones subalares. Los puntiagudos abultamientos en los «dientes de perro» del borde de ataque son antenas de contramedidas electrónicas bajo radomos de fibra de vidrio. La larga abertura sin pintar visible a ambos lados de la trasera del fuselaje (y bajo él) es la descarga de los inversores de flujo. Las pequeñas franjas tras las tomas de aire y en la mitad del fuselaje son paneles de luces de baja intensidad. Alrededor del fuselaje están las descargas de aire de refrigeración para los sistemas de aviónica y equipo de ambiente controlado. Más allá aparecen los paneles de extintores en rojo brillante, inmediatamente encima de dos de los cuatro aerofrenos.



14
14

A-Z de la Aviación

Amiot serie 350



El trigésimo noveno Amiot 354 entregado a la Armée de l'Air.

Historia y notas

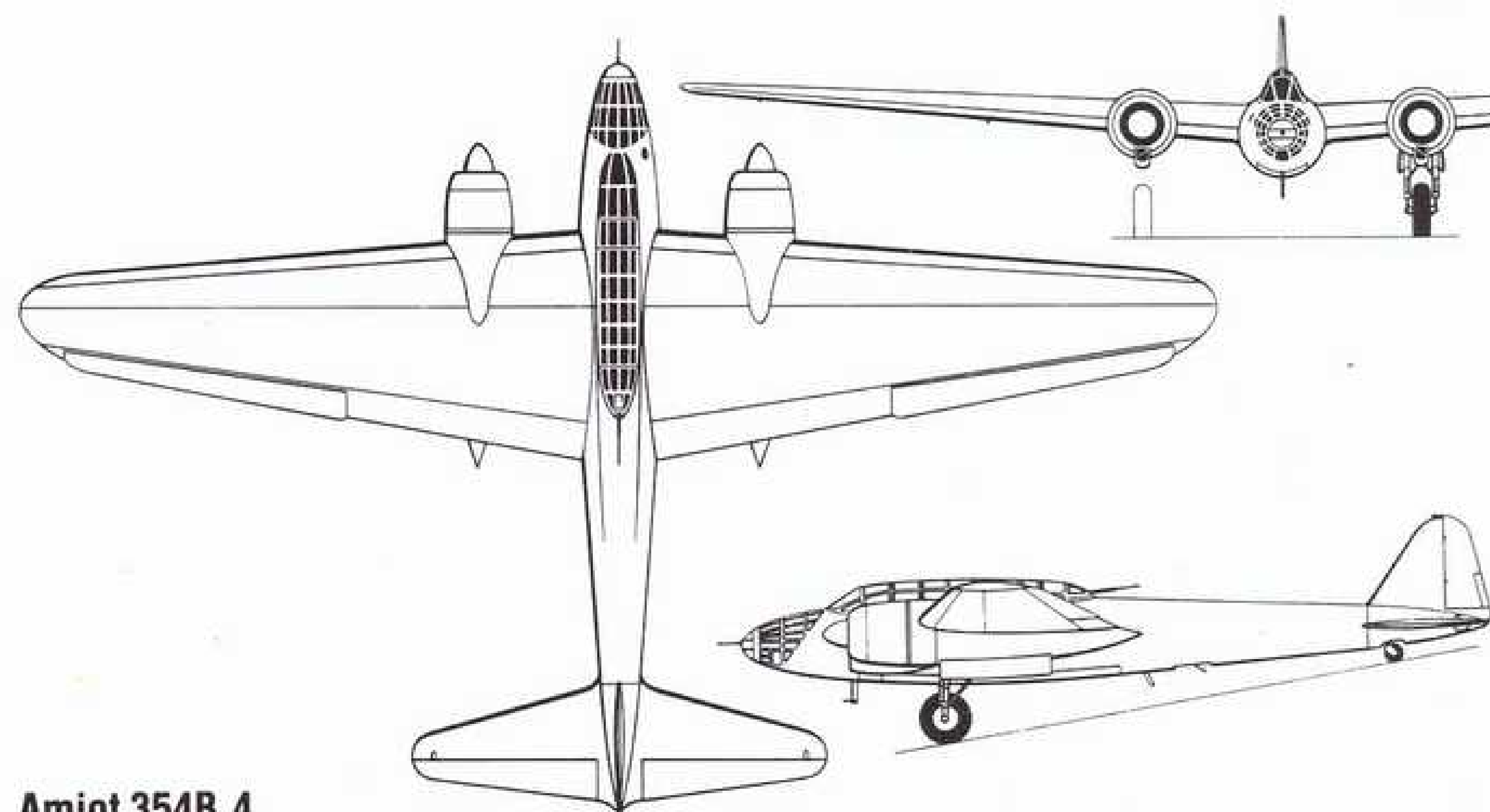
Si el Amiot 143 fue considerado, con justicia o no, el más feo de los aviones que se produjeron en Francia en el periodo de entreguerras, el prototipo del bombardero **Amiot 340.01,** que voló por primera vez el 6 de diciembre de 1937, podía reclamar con derecho el título de avión más elegante diseñado en esa época por cualquier país. Proyectado originalmente como un avión de transporte de largo alcance (con la denominación **Amiot 341** se construyó un único prototipo), antes de realizar las pruebas de vuelo se convirtió en un bombardero bimotor operado por una tripulación de dos o tres hombres. La planta motriz estaba constituida por dos motores radiales Gnome-Rhône 14N 0/1, con una potencia de 920 hp cada uno a 3 700 m. En esta forma, y con la denominación **Amiot 340.01**, el prototipo realizó las pruebas oficiales de aceptación a finales de marzo de 1938.

Como consecuencia de estas pruebas, el *Service Technique de l'Aéronautique* advirtió a la compañía Amiot que, antes de admitir una orden de producción, debía introducir ciertas modificaciones al aparato. Las modificaciones, junto con ciertas mejoras que la compañía puso a punto durante las pruebas de desarrollo, consistieron en la instalación de motores Gnome-Rhône 14N 20/21 de 1 020 hp, capacidad para albergar un cuarto tripulante encargado de manejar una nueva ametralladora en posición ventral que disparaba a través de una escotilla en el suelo a popa del compartimiento de las bombas, y la introducción de una nueva unidad de cola, con un empenaje de forma acusadamente diédrica, y derivas y timones de dirección gemelos. Con esta configuración, el avión recibió la nueva denominación **Amiot 351.01** e inició las pruebas de vuelo en enero de 1939.

Estas pruebas, que pasó con éxito, determinaron el nacimiento de algunas variantes, tres de las cuales fueron producidas en calidad de prototipos, mientras el resto no pasó nunca del estadio de meros diseños. Hubo dos versiones de producción, el **Amiot 351** y el **354**, que se diferenciaban del prototipo 351.01 en la envergadura, reducida, en 17 cm, de las alas, la longitud superior en 50 cm y la superficie alar disminuida en 0,50 m². El Amiot 351 conservaba la unidad de cola de doble deriva y timón del prototipo, aumentando el área de las superficies verticales, pero el Amiot 354 volvió a la aleta y timón únicos del prototipo Amiot 340.01. En los demás aspectos, las células eran similares en líneas generales, pues comprendían un ala alta cantilever, alerones de gran envergadura y flaps de ranura en el borde de fuga. El fuselaje, de sección transversal circular y elegante forma ahusada, era de estructura monocoque, con un tren de aterrizaje triciclo, de patas principales retráctiles hacia atrás, hasta alojarse en la parte posterior de las góndolas de los motores. En la cabina se preveían puestos para un bombardero/navegante en el morro del fuselaje, el piloto casi en línea con las hélices, un artillero en la torreta dorsal y un radiooperador/artillero en el fuselaje bajo, detrás del compartimiento de las bombas.

En los dos aviones de producción hubo una diversidad de plantas motrices que dieron origen a diferentes variantes. Así, el **Amiot 350** fue un proyecto para reequipar el Amiot 340.01 con dos motores Hispano-Suiza 12Y 28/29; el Amiot 351 contaba con dos motores Gnome-Rhône 14N 38/39, que desarrollaban 950 hp a 3 700 m cada uno; el **Amiot 352** era un proyecto propulsado por dos motores Hispano-Suiza 12Y 50/51 de 1 100 hp de potencia cada uno a 3 260 m, y el **Amiot 353** llevaba instalados dos motores Rolls-Royce Merlin III, cada uno de los cuales desarrollaba 1 030 hp a 4 950 m. Los Amiot 354 de producción tenían motores Gnome-Rhône 14N 48/49 de 1 160 hp, y les siguieron todavía dos nuevos prototipos y un proyecto. El primero de ellos fue el **Amiot 355.01,** provisto de dos motores radiales Gnome-Rhône 14R 2/3 de 1 200 hp, con sobrecompresores de dos velocidades. Luego vino el **Amiot 356.01,** con dos motores Rolls-Royce Merlin X de 1 130 hp, y por último, el **Amiot 357,** pensado como un bombardero para grandes alturas, con cabina presurizada y dos motores Hispano-Suiza 12Z con turbocompresor.

Toda esta actividad sugiere un vasto programa de producción pero, desgraciadamente, no ocurrió así. Francia se vio involucrada en problemas internacionales, y la reorganización de sus fábricas de aviones como una industria nacionalizada atravesó etapas difíciles. Incluso las compañías que quedaron al margen de este proceso —entre ellas la Amiot— se vieron afectadas por la desorganización de todas las ramas de la industria. Por todo ello, los ejemplares de producción de los prometedores prototipos que habían volado por primera vez en diciembre de 1937 sólo entraron en servicio cuando ya era demasiado tarde para que aportaran una contribución efectiva en el intento de contener el inexorable avance de las divisiones alemanas. Los dos primeros Amiot 354, por ejemplo, fueron entregados a una unidad operativa el 7 de abril de 1940, y de los aproximadamente 62 entregados antes de la caída de Francia en junio de 1940, casi ninguno se utilizó de modo operativo, pues o bien carecían de armamento y de equipo suficiente, o fueron destruidos en tierra por los ataques alemanes.


Amiot 354B.4.

Cierto número de estos aviones, reacondicionados y provistos de depósitos adicionales de combustible en el compartimiento de las bombas, fueron utilizados más tarde por Air France para prestar servicio entre la Francia de Vichy y los territorios de ultramar. Cuatro Amiot 354 fueron capturados por los alemanes y utilizados por la Luftwaffe: uno de ellos quedó abandonado cuando las fuerzas alemanas se retiraron a su país y sobrevivió para prestar servicio en el *Groupe de Liaisions Aériennes Ministérielles* a partir de 1946.

Especificaciones técnicas

Amiot 354
Tipo: bombardero medio de cuatro plazas
Planta motriz: dos motores radiales Gnome-Rhône 14N 48/49 de 1 060 hp
Prestaciones: velocidad máxima 480 km/h, a 4 000 m; velocidad de crucero 350 km/h; techo de servicio 10 000 m; autonomía 2 500 km
Pesos: vacío 4 725 kg; máximo en despegue 11 300 kg
Dimensiones: envergadura 22,83 m; longitud 14,50 m; altura 4,08 m; superficie alar 67,00 m²
Armamento: un cañón de 20 mm en la torreta dorsal y dos ametralladoras MAC de 7,5 mm (una en posición ventral y la otra en el morro), más 1 200 kg de bombas

El Amiot 354, uno de los mejores bombarderos de que disponía la Armée de l'Air en 1939-40, desgraciadamente sólo se fabricó en cantidades reducidas.



Anahuac Tauro 350

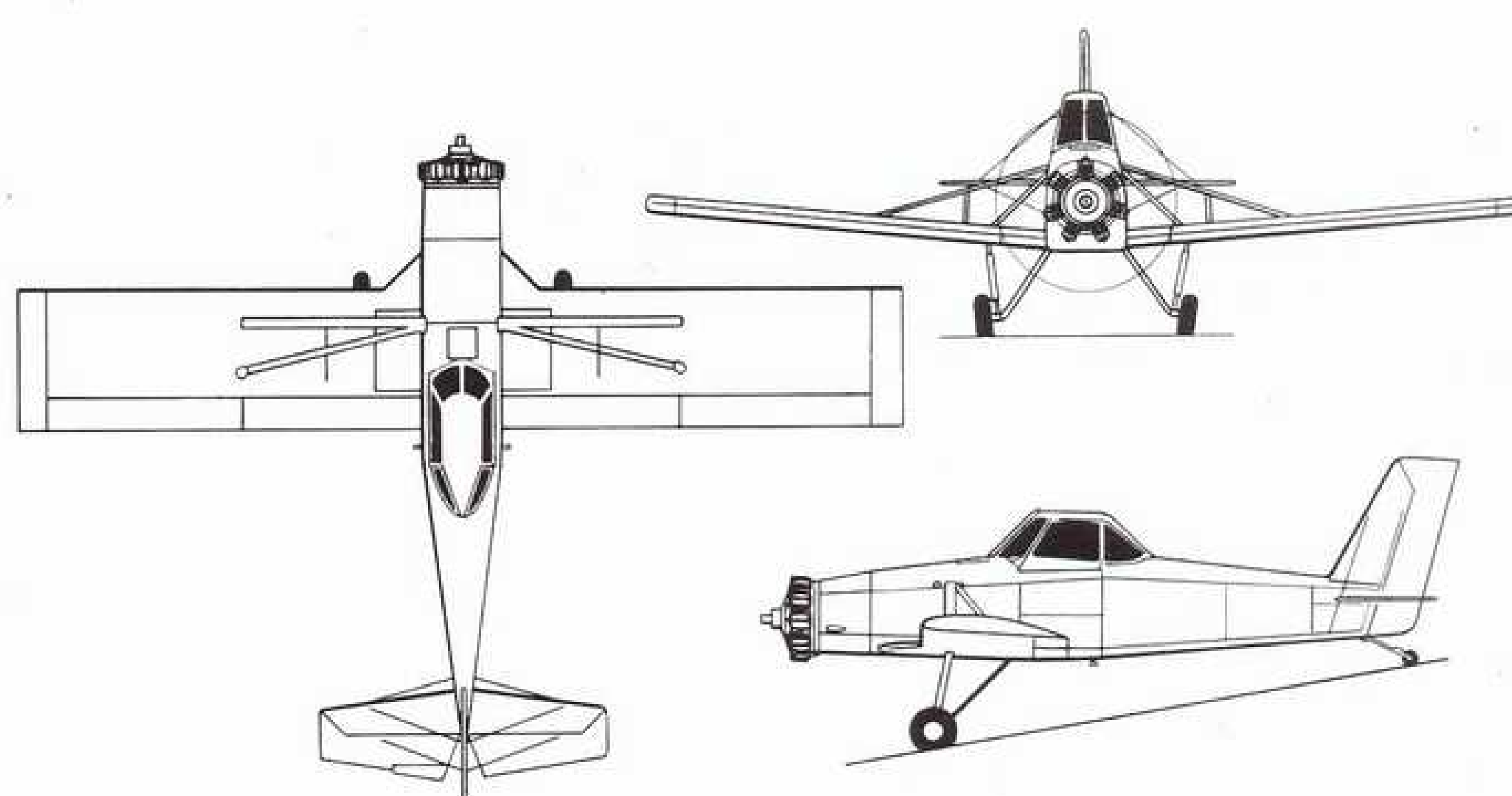
Historia y notas

La fábrica de aviones Anahuac SA se constituyó en México a mediados de la década de los sesenta para producir aviones agrícolas de diseño nacional que se adaptaran a las necesidades específicas del país. En enero de 1967 comenzó el diseño de un avión monoplaza de esta categoría. Su resultado, el prototipo **Tauro 300,** voló por primera vez el 3 de diciembre de 1968. Se construyeron siete ejemplares de producción de esta versión, que se incorporaron al servicio agrícola. Durante los años 1972-73 se trabajó en el proyecto de una variante perfeccionada para ajustarse mejor a las características que los usuarios de estos primeros aviones consideraban más deseables.

La versión de producción posterior, denominada **Anahuac Tauro 350,** es un monoplano de ala baja arriostrada con tirantes y cubierta de tela; el fuselaje es de tubo de acero recubierto con planchas de aleación ligera; y la cola está formada por tubos de acero con cubierta de tela. El tren de aterrizaje es del tipo triciclo no retráctil. Está equipado con un motor radial, sin capó. Montado en el fuselaje delante de la cabina, lleva instalado un depósito para productos químicos con capacidad para 870 litros, que se puede utilizar opcionalmente para aplicaciones líquidas o en spray, con equipo adaptable.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión agrícola monoplaza
Planta motriz: un motor radial Jacobs R-755-SM sobrealimentado, de 350 hp
Prestaciones: velocidad máxima al nivel del mar 193 km/h; velocidad económica de crucero, a 1 525 m de altitud, 137 km/h; techo de servicio 5 790 m; autonomía con combustible máximo 375 kilómetros
Pesos: vacío 958 kg; máximo en despegue 2 064 kg
Dimensiones: envergadura 11,44 m; longitud 8,21 m; altura 2,34 m; superficie alar $20,24\ m^2$



Anhuac Tauro 350.

Anatra, modelos D y DS

Historia y notas

Basado en el diseño del biplano biplaza de reconocimiento Albatros, capturado a los alemanes, el **Anatra D** fue obra de un francés que trabajaba para la compañía rusa. En efecto, la D de la denominación corresponde al nombre de su diseñador, Elysée Alfred Descamps. Los rusos llamaron Dekan o Anade a este modelo, un biplano biplaza de dos secciones, con un amplio corte en el borde de fuga del plano superior a fin de facilitar la visión hacia arriba del piloto. Estaba construido en madera con cubierta de tela, y equipado alternativamente con un motor Monosoupape rotatorio, de 100 hp, o bien con un Clerget de potencia similar.

El tipo D, que se distinguía por un considerable aflechamiento de las alas hacia atrás, voló por primera vez el 15 de diciembre de 1915. Se construyeron un total de 170 ejemplares, pero el escaso prestigio de la compañía Anatra tras el fracaso del biplano VI no mejoró cuando el piloto de la compañía, Jean Robinet, se mató al estrellarse el Ankler (tipo D con motor Clerget) que conducía, a consecuencia de un fallo estructural del ala, durante un vuelo de prueba.

El **Anatra DS** (o Anasal) se desarrolló como una versión reforzada del modelo D, equipada con un motor radial Salmson de 150 hp. El primer ejemplar realizó su vuelo inicial el 25 de julio de 1916, y luego se construyeron más de 70. Algunos fueron a parar en 1919 al Arma Aérea checoslovaca; un ejemplar se conserva todavía en el Museo de la Técnica, en Praga.

Especificaciones técnicas

Tipo: biplano de reconocimiento biplaza
Planta motriz: (A: tipo D; B: tipo DS) A un motor Gnome Monosoupape o Clerget de 100 hp, B un motor radial Salmson de 150 hp
Prestaciones: velocidad máxima A 132 km/h, B 144 km/h; techo de servicio A 4 000 m, B 4 300 m; autonomía A y B 3 h 30 min
Pesos: vacío A 515 kg, B 814 kg; máximo en despegue A 865 kg, B 1 164 kg
Dimensiones: envergadura A 11,50 m, B 11,42 m; longitud A 7,70 m, B 8,10 m; altura A y B 3,20 m
Armamento: A una ametralladora de 7,7 mm sobre soporte en anillo, B una ametralladora fija sincronizada de fuego frontal de 7,7 mm, y una de calibre similar sobre soporte en anillo



El capó oculta la circunstancia de que el Anatra DS estaba equipado con un motor poco corriente, el Canton-Unné (o Salmson) radial con enfriamiento por agua. Obsérvese el radiador en la sección central.

Anatra VI

Historia y notas

Fundada en 1913, la compañía A. A. Anatra de Odessa construyó una serie de aviones de diseño extranjero, y su producción llegó a un tope de 40 máquinas mensuales durante el periodo álgido de la I Guerra Mundial. Los propios ingenieros de la compañía trabajaron en colaboración con el teniente Piotr Ivanov y su mecánico, en el parque de aviación de Zhmerinke, para producir durante el año 1916 una versión desarrollada del biplano impulsor francés Voisin LAS, que ya se producía en la fábrica Anatra. Denominado **Anatra VI** (por Voisin Ivanov), este proyecto tenía una cabina para la tripulación rediseñada, más aguda y profunda que la del LAS. De mayor importancia era el hecho de que la cabina del piloto estaba colocada detrás, y no delante del observador, lo cual ofrecía a éste un campo de fuego expedito para su ametralladora. En un intento de evitar los problemas detectados en el Voisin, el diseño preveía también un refuerzo para aumentar la resistencia estructural de las alas.

Pese a este cuidadoso trabajo de diseño, cuando se habían construido aproximadamente 160 VI, empezaron a producirse una serie de accidentes graves, debidos en gran parte a un deficiente control lateral. Las diversas soluciones ensayadas a fin de rectificar este problema no tuvieron éxito, y la compañía Anatra fue objeto de duras críticas por sus fallos en el diseño y en el proceso de fabricación.

Especificaciones técnicas

Tipo: bombardero diurno y avión de reconocimiento
Planta motriz: un motor radial Salmson (Canton-Unné) de 150 hp
Prestaciones: velocidad máxima 125 km/h; techo de servicio 3 500 m; autonomía 3 h 30 min
Pesos: vacío 852 kg; máximo en despegue 1 202 kg
Dimensiones: envergadura 14,70 m; longitud 9,50 m; superficie alar $39\ m^2$
Armamento: una ametralladora de 7,7 mm, más una pequeña carga de bombas

ANBO I, II y III

Historia y notas

El teniente coronel Antanas Gustaitis, oficial que más tarde llegó a dirigir el arma aérea lituana, diseñó una serie de monoplanos, de cuya construcción se encargó la Fábrica del Ejército Lituano, en Kaunas, a partir de 1928.

El primer diseño de Gustaitis fue el **ANBO I,** monoplano deportivo monoplaza de ala baja. A éste le siguió el **ANBO II,** un avión ligero de entrenamiento primario, con un motor de potencia reducida, para uso militar. Lo mismo que su sucesor, el ANBO II era un monoplano biplaza con ala en parasol. Vino a continuación el **ANBO III,** avión de entrenamiento avanzado, que gozaba de los beneficios de la potencia extra que le proporcionaba su motor radial Walter Mars, sin capó, de 145 hp. En comparación con su predecesor, el ANBO III era más robusto y presentaba una apariencia mucho más refinada. Un tren de aterrizaje con patas separadas reemplazó al anterior modelo de eje transversal, mientras la deriva y timón angulares del ANBO II daban paso a un nuevo diseño con una deriva de borde de ataque curvo. Se cree que se construyeron unos 20 ANBO II y 20 ANBO III de entrenamiento.

Especificaciones técnicas

No hay datos disponibles



El ANBO II (al fondo) era un avión previsto para entrenamiento primario, mientras que el ANBO III (en primer plano) era un entrenador avanzado más cuidado y con mayor potencia (foto M.B. Passingham).

ANBO IV

Historia y notas

El **ANBO IV**, que voló por primera vez en 1932, era una máquina mucho más pesada que las de los diseños anteriores de Gustaitis. El tren de aterrizaje, la unidad de cola y el arriostramiento de las alas por medio de puntales también eran totalmente nuevos. La planta motriz consistía en un motor radial Bristol Pegasus L2 de 600 hp rodeado de un anillo aerodinámico Townend. El ANBO IV entró en servicio en dos escuadrones del Cuerpo Aéreo del Ejército Lituano, y pronto adquirió gran reputación por su fiabilidad en misiones de reconocimiento y cometidos generales. Este tipo proporcionó también bastante publicidad a la poco conocida república del Báltico —nacida como nación al término de la I Guerra Mundial—, cuando una formación de tres ANBO IV, al mando del coronel Gustaitis, realizó una gira por distintas capitales europeas, entre ellas Estocolmo, Copenhague, Bruselas, Londres, París, Roma, Viena, Praga, Bucarest y Moscú, antes de volver a Kaunas. La gira comenzó el 25 de junio de 1934, y el 30 de junio los tres ANBO IV visitaron la exhibición de la RAF en Hendon; Gustaitis reveló allí tanto talento en la faceta diplomática como en la de piloto y diseñador, al expresar el gran valor de los motores Bristol Pegasus para el desarrollo de la incipiente aviación lituana.

Una cierta cantidad de ANBO IV y **ANBO 41**, junto con el único ANBO VIII, entraron al servicio de la URSS cuando este país se anexionó los Estados del Báltico, en 1940.

Variantes

ANBO 41: versión perfeccionada del ANBO IV, con motor radial Pegasus XI más potente, de 800 hp. Este tipo equipaba también dos escuadrones lituanos; destacan entre sus características una velocidad máxima de 320 km/h, velocidad de crucero 265 km/h, peso en vacío 1 500 kg, y peso máximo en despegue 2 300 kg
ANBO V y **ANBO 51**: aviones ligeros de entrenamiento primario, equipados con motor radial Siddeley Genet de 145 hp
ANBO VI: biplaza de entrenamiento avanzado que responde al mismo concepto general que el ANBO IV, pero más ligero y de dimensiones menores; la planta motriz consiste en un motor radial Curtiss Challenger de 185 hp; sus especificaciones incluyen una velocidad máxima de 205 km/h, velocidad de crucero 180 km/h, peso en vacío 720 kg, peso máximo en despegue 1 070 kg, envergadura 10,60 m y longitud 7,25 m



Aunque equipado normalmente con un motor Bristol Pegasus, el ANBO IV utilizaba a veces el motor radial Pratt & Whitney Wasp de 450 hp, de menor potencia (foto John Stroud).

Especificaciones técnicas

ANBO IV
Tipo: avión de reconocimiento biplaza
Planta motriz: un motor radial Bristol Pegasus L2, de 600 hp
Prestaciones: velocidad máxima 285 km/h, a 1 000 m de altitud; tiempo de trepada inicial a 5 000 m 14 min
Pesos: vacío 1 450 kg; máximo en despegue 2 200 kg
Dimensiones: envergadura 13,20 m; longitud 8,80 m; superficie alar 29,00 m^2
Armamento: una o dos ametralladoras de 7,7 mm

ANBO VIII

Historia y notas

El ANBO VIII fue un monoplano de ala baja biplaza de reconocimiento y bombardeo ligero, diseñado por el coronel Gustaitis. Su desarrollo comenzó en 1939 y el único prototipo construido se hallaba en proceso de prueba cuando la URSS se anexionó Lituania al año siguiente. Las autoridades de las Fuerzas Aéreas soviéticas se hicieron cargo del ejemplar evidente, probablemente con la intención de proseguir las pruebas. Equipado con un motor radial, tenía una larga cabina con cubierta corrediza de cristal, y el tren de aterrizaje era del tipo cantilever fijo carenado.

Especificaciones técnicas

No hay datos disponibles

Anderson EA-1 Kingfisher

Historia y notas

Es insólito que un aficionado proyecte y construya un avión anfibio pero Earl Anderson, un capitán de Boeing 747 de la Pan Am, sin arredrarse ante las dificultades, comenzó la tarea en 1960. Unos nueve años después, el 24 de abril de 1969, volaba por primera vez el **Anderson EA-1 Kingfisher**.

Su configuración era la de un monoplano, con el ala Piper Cub estándar montada arriostrada sobre un casco convencional, construido en madera con cubierta de fibra de vidrio; los flotadores subalares, arriostrados y equilibrados, eran de construcción similar, y la cola, también arriostrada, de tubos de acero soldados, con cubierta de tela. Un tren de aterrizaje con rueda de cola, que puede replegarse manualmente, le otorga su condición de anfibio; las patas, para mayor sencillez, van montadas externamente sobre el casco. La cabina cerrada prevé acomodo para dos tripulantes. La planta motriz, para la que existen diversas posibles opciones, con una potencia que oscila de 100 a 150 hp, se instala en una barquilla, montada sobre el ala y sujeta por medio de puntales.

Earl Anderson comercializó más tarde juegos de planos para los constructores aficionados que quisieran copiar su afortunado diseño. Actualmente hay en el mundo entero más de 100 Kingfisher en construcción, y se sabe que por lo menos diez están ya volando.

Especificaciones técnicas

Tipo: biplaza anfibio ligero
Planta motriz: la más típica es un motor plano de cuatro cilindros Continental O-200, de 100 hp de potencia
Prestaciones: velocidad máxima 193 km/h; velocidad de crucero, a 305 m, 137 km/h; techo de servicio 3 050 m; autonomía con combustible máximo 322 km
Pesos: vacío 468 kg; máximo en despegue 680 kg
Dimensiones: envergadura 11,00 m; longitud 7,16 m; altura 2,44 m

Anderson Greenwood AG-14

Historia y notas

El **Anderson Greenwood AG-14** voló por primera vez el 1.° de octubre de 1947, y en la misma época aparecieron en EE UU varios diseños con una configuración muy similar. De construcción totalmente metálica, el AG-14 comprendía un fuselaje en góndola con ala de implantación media cantilever, y dos largueros de cola, cada uno de ellos con deriva y timón, unidos por un plano horizontal con el timón de profundidad en su borde de fuga. El tren de aterrizaje era del tipo triciclo no retráctil, con rueda de proa orientable. El motor, montado en la parte posterior del fuselaje, movía una hélice impulsora, que giraba entre los dos largueros de cola. La cabina cerrada daba acomodo a dos personas sentadas lado a lado, y disponía de doble mando estándar. Sólo se construyeron cuatro ejemplares.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplano con cabina biplaza
Planta motriz: un motor de cuatro cilindros Continental C90, de 90 hp
Prestaciones: velocidad máxima 193 km/h; velocidad de crucero 177 km/h; velocidad de ascensión 213 m por min; techo de servicio 5 790 m
Pesos: vacío 386 km; máximo en despegue 635 kg
Dimensiones: envergadura 10,36 m; longitud 6,86 m; altura 2,29 m; superficie alar 11,15 m^2



El Anderson Greenwood AG-14 y constituye un excelente ejemplo avión con hélice impulsora y doble fuselaje, aunque no entró en producción en serie. Nótese el simple pero eficaz tren de aterrizaje triciclo.

Andreasson BA-4B

Historia y notas

El diseñador sueco Björn Andreasson diseñó varios aviones ligeros, entre los cuales se incluye el denominado **Andreasson BA-4**. Para proporcionar un buen diseño básico a los constructores aficionados miembros de la sección sueca de la Asociación para la Aviación Experimental, revisó el diseño del BA-4, y los aprendices de la AB Malmö Flygindustri (MFI) construyeron el prototipo **BA-4B**.

Este pequeño biplano, con capacidad acrobática completa, está íntegramente construido en metal y tiene una configuración convencional, con tren de aterrizaje del tipo de rueda de cola fija. Sin embargo, el diseño permite una estructura alternativa distinta, con alas de madera. La planta motriz del prototipo consistía en un Rolls-Royce/Continental O-200, pero el diseño se adaptaba a una variedad de motores de potencia similar, e incluso un motor Volkswagen de automóvil, modificado. Los planos y piezas para el montaje del modelo pueden pedirse a la Asociación Experimental sueca o a la Crosby Aviation en Gran Bretaña.

Especificaciones técnicas

Andreasson BA-4 (prototipo)
Tipo: biplano monoplaza ligero para construcción por aficionados
Planta motriz: un motor de cuatro cilindros Rolls-Royce/Continental O-200, de 100 hp
Prestaciones: velocidad máxima 225 km/h; velocidad mínima de control 56 km/h; autonomía con combustible normal 282 km
Pesos: máximo en despegue 375 kg
Dimensiones: envergadura 5,34 m; longitud 4,60 m; superficie alar 8,30 m^2



La avioneta Andreasson BA-4B es muy representativa de los aviones pequeños pero muy agradables que diseñaba Andreasson, de acuerdo con la demanda y la capacidad de los fabricantes «caseros». Su sólida estructura, en combinación con la potencia adecuada, convertían al BA-4B en avión plenamente acrobático.

Andreasson BA-11

Historia y notas

La más reciente de las creaciones de Björn Andreasson lleva la denominación **BA-11**. Se trata de un biplano monoplaza acrobático o biplaza de entrenamiento. De construcción totalmente metálica, está rígidamente arriostrado y construido para proporcionar factores límite de carga de +9 *g* a −6 *g* cuando vuela en configuración acrobática. El prototipo cuenta con dos asientos en tándem en una cabina cerrada con cubierta transparente, pero también es posible una cabina abierta optativa. La planta motriz consiste en un motor de cuatro cilindros Avco Lycoming de 200 hp, pero no se dispone de más detalles.

A.N.F. Mureaux 113

Historia y notas

André Brunet fue nombrado ingeniero jefe de los Ateliers des Constructions du Nord et des Mureaux en 1926. Dos años antes, la compañía había producido su primer diseño original, el desafortunado caza «Express-Marin».

Los primeros diseños de Brunet para la compañía fueron los cazas 3C.2 y 4C.2, a los que siguió el avión de reconocimiento Mureaux 130A.2. Todos ellos eran monoplanos biplazas con alas en parasol, de estructura metálica con un robusto tren de aterrizaje de patas separadas. Estos diseños tuvieron un desarrollo posterior en los prototipos **Mureaux 110A.2** y **112GR** (seis aviones), que volaron por primera vez en 1931. El ministro francés del Aire, impresionado por el modelo 110, encargó la versión de producción, que luego se denominó **Mureaux 113R.2**. Los 49 aviones de la serie seguían situando al piloto y al observador en cabinas abiertas en tándem muy cerca uno de otro, pero la cabina de popa se completaba con un típico parabrisas de gran tamaño. El motor era un Hispano Suiza 12Ybrs de 650 hp, con el radiador sobresaliendo bajo el motor.

Se construyeron dos cazas nocturnos **Mureaux 114CN.2**, y se adaptaron a esta función una gran cantidad de Mureaux 113, añadiéndoles pequeños reflectores subalares. En el curso de la producción apareció un nuevo desarrollo, el **Mureaux 117R.2**, con un motor más potente, el 12Ycrs de 850 hp, refuerzos en el arriostramiento del ala y hélice Chauvière de madera en lugar del tipo metálico Ratier del Mureaux 113. El prototipo voló por primera vez en enero de 1935, y posteriormente se construyeron 115 ejemplares de serie; a 16 de ellos, denominados **Mureaux 117R.2B2** (tareas de reconocimiento y de bombardeo), se les acoplaron soportes subalares para cargas de bombas hasta un total de 400 kg. La versión final de producción fue el **Mureaux 115R.2**, cuyo prototipo realizó su primer vuelo el 6 de marzo de 1935. Algunos de los 119 aviones de producción se adaptaban también a las tareas del R.2B2. El Mureaux 115 se distinguía por el radiador frontal de su motor 12Ycrs.

Los parasoles Mureaux fueron muy importantes para la Armée de l'Air a finales de la década de los treinta; a comienzos de 1937 estaban en servicio un total de 195 aparatos de las distintas variantes. Cuando estalló la guerra, se hallaban en servicio 221 aparatos, con la entrega final de 115 Mureaux en setiembre de 1939.

Al operar sobre las líneas enemigas durante las primeras semanas de la guerra, las unidades equipadas con Mureaux sufrieron serias pérdidas. La primera baja de aviación francesa fue un Mureaux 115 del GAO 553, que fue abatido por la artillería antiaérea alemana sobre Karlsruhe cuando realizaba una misión de reconocimiento fotográfico, el 8 de setiembre de 1939. A finales de ese mes, los Mureaux se limitaron a misiones de apoyo próximo a la línea del frente. Se realizaron tremendos esfuerzos para reemplazar los diversos tipos ya obsoletos, pero cuando se lanzó la ofensiva relámpago alemana, el 10 de mayo de 1940, las unidades de observación francesas todavía tenían 119 aviones Mureaux en servicio, la mayoría de los cuales se limitaban a misiones de enlace. Después de la firma del armisticio, el 25 de junio de 1940, los 53 monoplanos Mureaux abandonados en la Zona no ocupada de Francia, fueron desguazados.

Sólo queda por mencionar el **Mureaux 113GR** especial n.° 8, equipado con un Hispano-Suiza 12Ybrs sobrealimentado, que ganó la preciada Coupe Bibesco, una competición aérea entre la aviación militar francesa y la rumana, en julio de 1934, el prototipo único **Mureaux 200A.3**, que fue probado para misiones de observación en enero de 1936. En comparación con el modelo 115, la cabina contaba con una cubierta de cristal que ofrecía un campo visual mucho mayor.



El A.N.F. Mureaux 114CN.2 era un caza nocturno derivado del Mureaux 113 básico. La visión nocturna del piloto debió quedar entorpecida por los tubos de escape sin recubrir.

Especificaciones técnicas

Mureaux 113
Tipo: biplaza de reconocimiento o caza nocturno
Planta motriz: un motor en línea Hispano-Suiza 12Ybrs, de 650 hp
Prestaciones: velocidad máxima 290 km/h a 4 000 m; techo de servicio 10 400 m; autonomía 920 km
Pesos: vacío 1 680 kg; máximo en despegue 2 570 kg
Dimensiones: envergadura 15,40 m; longitud 10,00 m; altura 3,81 m; superficie alar 34,90 m^2
Armamento: dos ametralladoras MAC fijas sincronizadas de 7,5 mm, otras dos móviles montadas en la cabina de popa, y una más que disparaba a través de una escotilla en la parte baja del fuselaje

A.N.F. Mureaux 120N.3

Historia y notas

El **A.N.F. Mureaux 120** fue construido para satisfacer el requerimiento de un avión de reconocimiento nocturno de tres plazas (RN.3) presentado en 1928 por la Aéronautique Militaire francesa. Se trataba de un monoplano de ala alta cantilever, equipado con dos motores (Lorraine 9Na en el primer prototipo y Gnome-Rhône 7Kb en el segundo) de 300 hp. Durante los años 1931-32, los Mureaux 120 realizaron una serie de vuelos de prueba pero su desarrollo quedó finalmente abandonado. La velocidad máxima era de 228 km/h. El armamento comprendía dos ametralladoras en el morro y dos más en las cabinas centrales.

A.N.F. Mureaux 140T

Historia y notas
El **Mureaux 140T** fue un monoplano de ala alta proyectado como avión correo, con capacidad para seis pasajeros más un compartimiento para las sacas de correspondencia. Estaba equipado con tres motores radiales Salmson 9Ac de 120 hp. Se construyeron dos ejemplares el primero de los cuales realizó su vuelo inicial en setiembre de 1932; pero no llegó a emprenderse su producción industrial.

A.N.F. Mureaux 160T

Historia y notas
El **Mureaux 160 T** fue diseñado como avión de turismo, con una configuración de monoplano biplaza de ala alta, construido totalmente en metal; estaba equipado con un motor lineal Renault 4Pb de 95 hp. Las pruebas de vuelo se desarrollaron a lo largo del mes de octubre de 1932; y el resultado no debió ser satisfactorio, puesto que en definitiva el modelo no entró en producción.

A.N.F. Mureaux 170C.1

Historia y notas
El 19 de noviembre de 1932 realizó su primer vuelo el prototipo del **Mureaux 170C.1**, un caza monoplaza (Mureaux 170.01) con una configuración de monoplano de ala en gaviota y tren de aterrizaje dividido y no retráctil que incorporaba carenados en las ruedas. Unos dieciséis meses más tarde le siguió una segunda máquina (Mureaux 170.02). Los cazas Mureaux presentaban muchas innovaciones de diseño y tenían una estructura notablemente más ligera. El fuselaje, por ejemplo, estaba recubierto de una lámina delgada de duraluminio, y los alerones también podían utilizarse colectivamente en funciones de flaps. El armamento consistía en dos ametralladoras Chatellerault de 7,5 mm montadas en las alas. La planta motriz era un motor lineal Hispano-Suiza HS 12Xbrs, capaz de desarrollar una velocidad máxima de 380 km/h. A pesar de su alto nivel de prestaciones el tipo no entró en producción.



El elegante Mureaux 170C.1 no entró en producción a pesar de sus excelentes prestaciones.

A.N.F. Mureaux 180C.2

Historia y notas
El prototipo del **Mureaux 180C.2**, que voló por primera vez el 10 de febrero de 1935, era un caza biplaza con una configuración monoplana de ala en gaviota y tren de aterrizaje fijo carenado. En su forma original, iba propulsado por un motor Hispano-Suiza HS XBrs de 690 hp, y tenía una unidad de cola con una sola deriva y timón de dirección. En abril de 1935, el motor citado fue reemplazado por un HS 12Xcrs *moteur canon*, que preveía el fuego de un cañón a través del eje de la hélice, y se modificó la cola, a fin de incorporar una doble deriva. Con esta configuración, el avión iba armado con un cañón de 20 mm y dos ametralladoras de 7,5 mm montadas en las alas, más otra ametralladora sobre afuste móvil para el observador. Las pruebas continuaron hasta 1936, año en que se abandonó el diseño por obsoleto. La velocidad máxima era de 380 km/h.



El biplaza Mureaux 180C.2 contó con un armamento eficaz, constituido por un cañón de 20 mm y tres ametralladoras, visibles en este segundo prototipo.

A.N.F. Mureaux 190 C.1

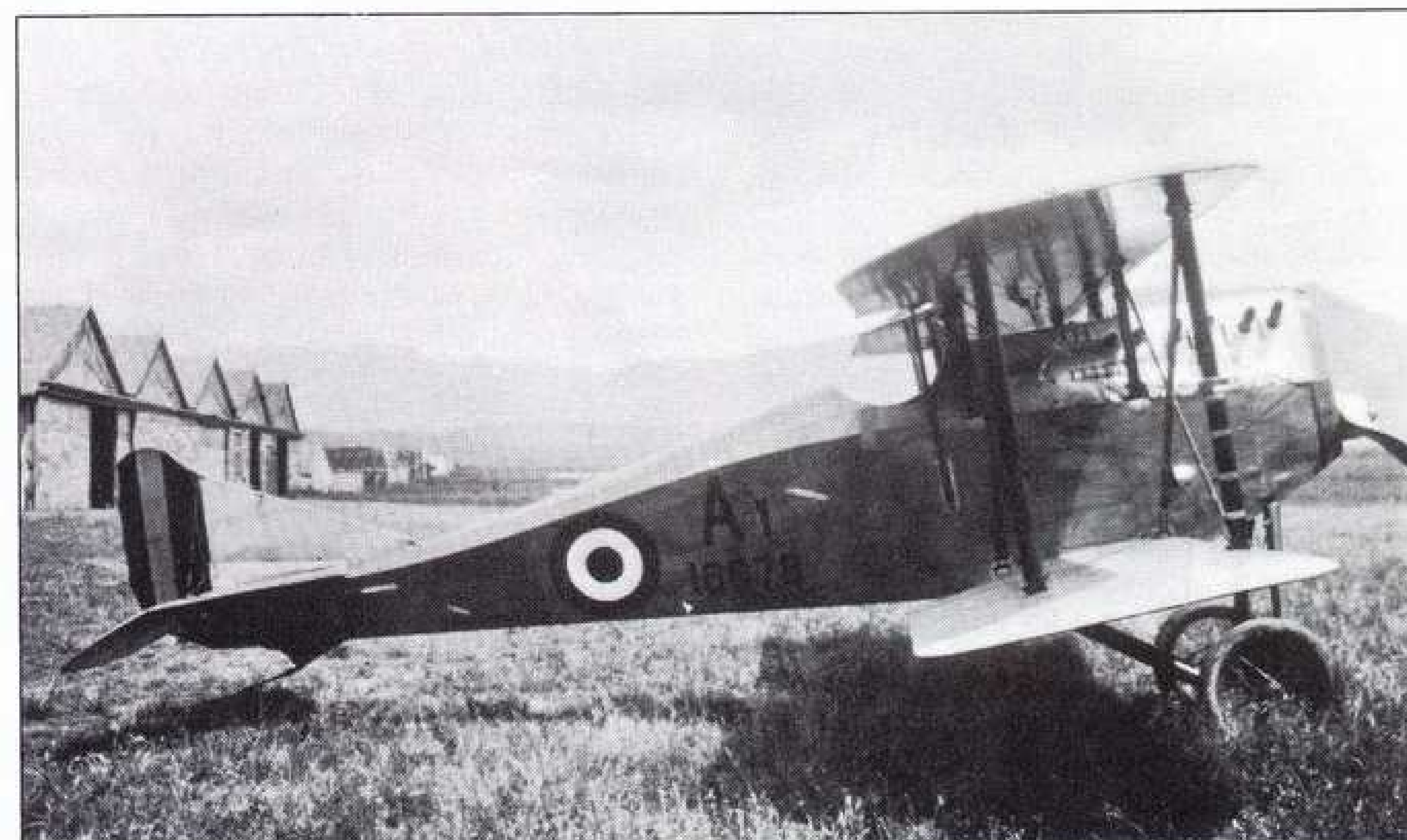
Historia y notas
En el Salón de l'Aéronautique de París de 1936, llamó poderosamente la atención el **Mureaux 190 C.1,** un caza monoplaza con configuración monoplana de ala baja y líneas elegantes, con una cabina cerrada y un sólido tren de aterrizaje fijo, en cantilever y carenado. Voló por primera vez en julio de 1936, pero las pruebas se abandonaron en 1937, al advertirse que el motor (un Salmson 12Vars lineal, de 450 hp) era demasiado poco fiable para justificar ulteriores desarrollos. En esta época, el Mureaux 190C.1 había conseguido una velocidad máxima de 450 km/h, y el armamento propuesto para la versión de producción comprendía un cañón de 20 mm y dos ametralladoras de 7,5 mm montadas en las alas.



En los años treinta estuvo de moda el caza ligero, derivado a menudo de un avión de carreras; el competidor de A.N.F. Mureaux como avión de combate ligero francés fue el 190C.1.

Ansaldo A-1 Balilla

Historia y notas
El prototipo **Ansaldo A-1 Balilla** (Cazador), caza de exploración, voló por primera vez en noviembre de 1917. Conservaba el diseño básico del fuselaje de la serie Ansaldo S.V.A., con una sección transversal triangular, pero las alas iban arriostradas por un par de montantes verticales paralelos en cada lado, en lugar de la armazón Warren en forma de W de la serie anterior. Después de pruebas exhaustivas ante una comisión militar formada, entre otros, por los ases de la aviación de caza Baracca y Ruffo, se decidió confirmar la decisión reciente de emplear, el SPAD S.7 francés en las *squadriglie* italianas, puesto que el A-1 parecía menos manejable que la mayoría de sus contemporáneos. En marzo de 1918, se presentó nuevamente el A-1, pero esta vez con una separación mucho mayor entre las alas, cuya superficie también había aumentado. La introducción de un motor S.P.A. 6A de mayor rendimiento y las modificaciones de la estructura alar dieron como resultado una mejora general en las prestaciones. Llegó así la orden de producción, y antes del final de las hostilidades, en



Utilizado sólo de forma limitada por los italianos, el Ansaldo A-1 Balilla prestó buenos servicios a ambos bandos en la Guerra Ruso-Polaca de 1920.

noviembre de 1918, se habían entregado un total de 166 A-1; la primera unidad que utilizó este tipo fue la 70.ª Squadriglia, pero el A-1 estuvo poco tiempo en el servicio de primera línea.

Algunos A-1, comprados por Polonia a Ansaldo, pelearon formando parte del renovado escuadrón Kosciuszko durante la Guerra Ruso-Polaca de 1920. ¡Al año siguiente, Ansaldo entregó 30 ejemplares a los soviéticos! Entre 1921 y 1924, la firma polaca Plage & Laskiewicz construyó unos 70 A-1 bajo licencia.

En los primeros años de la posguerra, los A-1 aparecieron en gran cantidad de exhibiciones y competiciones aeronáuticas. Una versión de carreras, muy ligera y de envergadura reducida, finalizó tercera en el Trofeo Pulitzer de 1920. Pero los esfuerzos para vender este modelo a EE UU fueron infructuosos, y el tipo sólo tuvo corta vida.

Especificaciones técnicas

Tipo: monoplaza de exploración y combate
Planta motriz: un motor lineal S.PA. 6A de 220 hp
Prestaciones: velocidad máxima 220 km/h; techo de servicio 5 000 m; autonomía 550 km
Pesos: vacío 640 kg; máximo en despegue 885 kg
Dimensiones: envergadura 7,68 m; longitud 6,60 m; altura 2,85 m; superficie alar 21,30 m²
Armamento: dos ametralladoras Vickers de 7,7 mm fijas sincronizadas

Ansaldo A.300

Historia y notas

A partir de la experiencia recogida con sus biplanos S.V.A., en 1918 el equipo de diseño de la compañía Ansaldo comenzó a trabajar en un biplano concebido originalmente como biplaza de reconocimiento y bombardeo ligero, con mejoras en sus prestaciones de vuelo. El prototipo **Ansaldo A.300** voló por primera vez, pilotado por Mario Stoppani, a comienzos de 1919, y el nuevo biplano mostró ser maniobrero y responder bien a los controles. Como resultado de la prueba, el programa experimentó rápidos progresos, y el A.300 realizó una gira de exhibición por varios países europeos. Se construyó una pequeña cantidad de máquinas de la versión de producción **A.300/2**, algunas de ellas para atender un pedido de Polonia. A finales de 1920 apareció el triplaza **A.300/3**, del cual se construyeron 90 ejemplares en la Fábrica n.º 5 de Turín de la reconstituida Aeronautica Ansaldo SA. En 1920-21, los A.300/3 se exportaron a España, Bélgica y Polonia. Los polacos los utilizaron en las operaciones bélicas contra la Rusia soviética.

Ansaldo, con todo, no estaba aún satisfecho del diseño, y desarrolló el **A.300/4**, que introdujo dos radiadores Lamblin. En 1924, Polonia compró unos 30 ejemplares A.300/4, que mostraron ser más fiables que los 70 A.300/2 que la compañía E. Plage & Laskiewicz había construido en 1921 y 1924 bajo licencia. Los A.300/2 polacos construidos bajo licencia adolecieron de numerosos fallos estructurales achacables a impericia de la mano de obra.

La recientemente fundada Regia Aeronautica (Fuerzas Aéreas Italiana) ordenó grandes cantidades de la versión A.300/4, cuya cifra total se acercó a 700 ejemplares. Este tipo desempeñó un papel importante en la larga campaña italiana en el Norte de África, que terminó en la conquista de Libia.

El A.300/4 compartía las características de diseño de las versiones anteriores. Tenía alas de igual envergadura con una configuración ortodoxa en dos secciones, fuselaje de madera y metal y tren de aterrizaje fijo con un eje común a las ruedas principales. El conjunto de deriva y timón tenía una forma triangular que recordaba la serie S.V.A., pero su área era muy superior. El armamento consistía en un par de ametralladoras fijas sincronizadas en la cubierta superior del motor, y una tercera, móvil, en la cabina de popa.

Versiones posteriores fueron el **A.300/5**, equipado con motor Lorraine, y los aviones de pasajeros **A.300C** y **A.300T**. Sin embargo, el único desarrollo que entró en producción fue el **A.300/6**, que presentaba mejoras de detalle en el diseño, en comparación con el A.300/4. Un prototipo **A.400** iba equipado con motor Lorraine y presentaba un diseño más moderno, que incluía montantes interplanos aerodinámicos simples de sección en I, pero no llegó a entrar en producción.



El Ansaldo A300/4 fue la principal variante de producción de este gran avión italiano de combate, identificable por sus dos radiadores y el motor Fiat A.12 (foto M.B. Passingham).

Especificaciones técnicas

Ansaldo A.300/4
Tipo: avión biplaza de reconocimiento
Planta motriz: un motor lineal Fiat A.12bis de 300 hp
Prestaciones: velocidad máxima 200 km/h; trepada a 5 000 m en 33 min 30 seg; techo de servicio 5 500 m; autonomía 3 h 30 min
Pesos: vacío 1 200 kg; máximo en despegue 1 700 kg
Dimensiones: envergadura 11,24 m; longitud 8,75 m; altura 2,97 m; superficie alar 39,50 m²
Armamento: dos ametralladoras Vickers de 7,7 mm fijas sincronizadas de fuego delantero, y una ametralladora Lewis de 7,7 mm móvil en el puesto de popa

Ansaldo S.V.A.5 Primo

Historia y notas

En la primavera de 1916, los ingenieros U. Savoia y R. Verduzio, con la asistencia de Celestino Rosatelli, comenzaron a trabajar en el proyecto de un caza biplano con motor S.P.A. 6A de 220 hp, que sería superior a cualquiera de sus contemporáneos. Este otoño, el Ministerio italiano de la Guerra aprobó el proyecto y solicitó a los astilleros Giovanni Ansaldo & Co., de Génova, que construyera los prototipos y habilitase espacio en sus talleres para la producción en serie del modelo. Así, el S.V. se convirtió en S.V.A., y el prototipo voló por primera vez en el aeródromo de Rosseto el 19 de marzo de 1917.

Características particulares del diseño del S.V.A. fueron los montantes interplanos en diagonal y un fuselaje de popa de sección triangular, que permitía buena visibilidad hacia abajo. El fuselaje estaba cubierto de madera terciada.

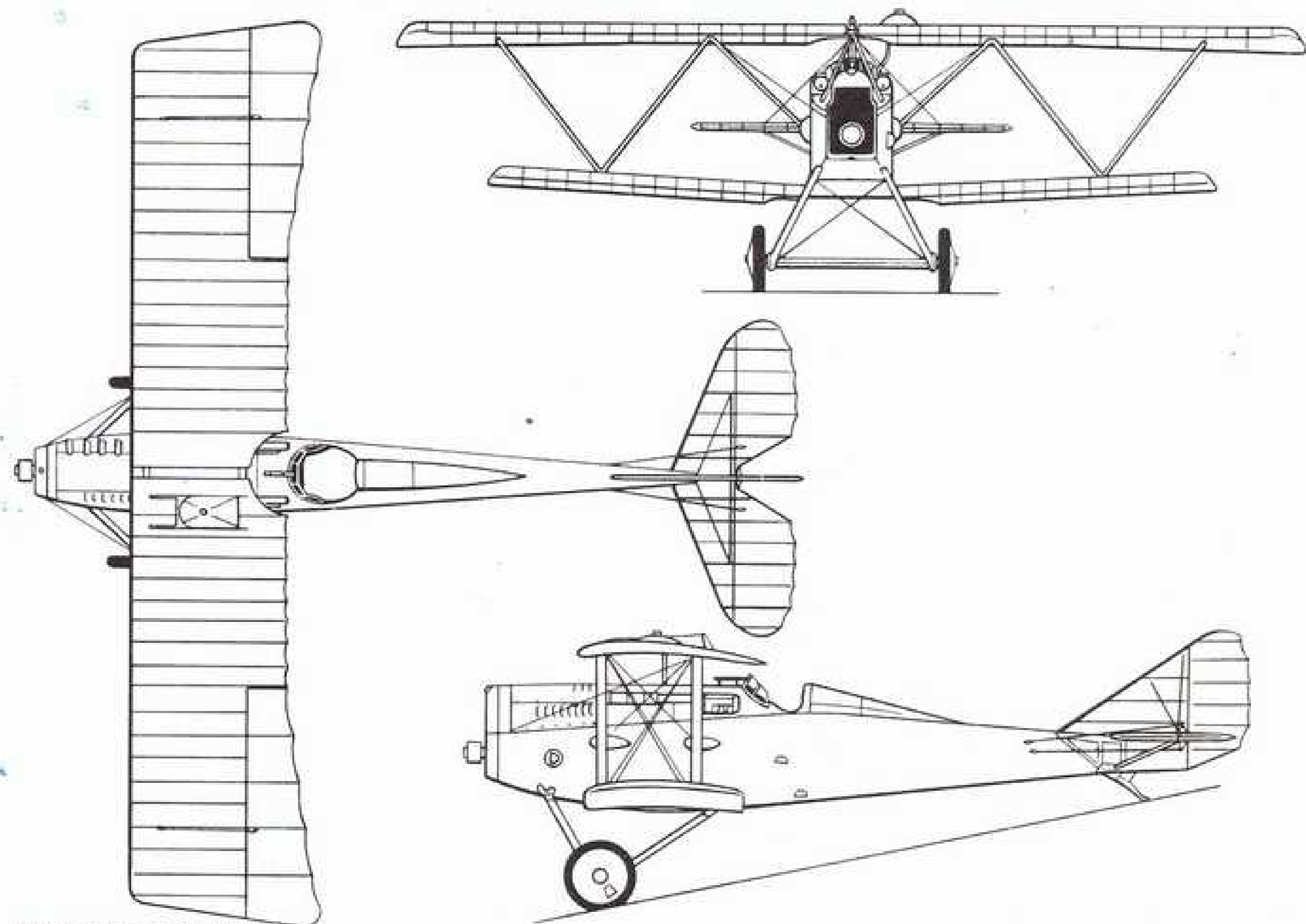
El primer avión de producción **S.V.A.4,** probado en la primavera de 1917, demostró ser rápido, pero no lo bastante manejable para abatir cazas enemigos en un combate aéreo. En consecuencia, fue destinado a las unidades de reconocimiento. A comienzos de 1918, la línea del S.V.A.4 empezó a simultanear este modelo con el **S.V.A.5,** que preveía espacio para una carga de bombas y tenía capacidad de combustible para seis horas de vuelo; el S.V.A.4, que sólo alcanzaba una autonomía de cuatro horas, se equipó con una cámara para misiones de reconocimiento fotográfico. La producción se extendió a nuevas fábricas, al tiempo que entraba en servicio el **S.V.A.3.** Este último, con una envergadura reducida, estaba proyectado como caza de interceptación.

Sus prestaciones fueron buenas y demostró ser más manejable que el S.V.A.4 y el S.V.A.5.

Una versión de hidroavión de combate recibió la denominación **Idro-S.V.A.** Iba equipado con dos flotadores tubulares, y llegaron a construirse unos 50 ejemplares, pero en general no tuvo éxito.

Todo lo contrario ocurrió con dos versiones biplaza, el **S.V.A.9** y **S.V.A.10,** el primero de los cuales era un avión de entrenamiento con doble mando, y el segundo un avión biplaza de bombardeo y reconocimiento. A finales de 1917, los dos tipos fueron aceptados para el servicio, y a principio de 1918 comenzaron las entregas de un número elevado de ambas versiones.

Los biplanos S.V.A. se hicieron fa-



Ansaldo S.V.A.5.



El Ansaldo S.V.A.9 de Ferrarin en Osaka después del clásico vuelo italiano en formación a través de Asia a comienzos de 1920. Ferrarin fue uno de los mejores pilotos italianos; a lo largo de su carrera estableció varios récords mundiales y voló en representación de su país en el Trofeo Schneider. Murió en 1941, en un accidente de vuelo.

mosos por sus vuelos de largo alcance contra objetivos transalpinos, que llegaron hasta Friedrichshafen, en el lago Constanza. El vuelo de formación más famoso tuvo lugar el 9 de agosto de 1918 y lo llevó a cabo el gran poeta y aviador Gabriele D'Annunzio. Ocho aviones de la 87.ª Squadriglia, rebautizada «Serenissima», volaron hasta Viena y durante 30 minutos sobrevolaron la capital enemiga, tomando fotografías y arrojando octavillas, antes de regresar sin novedad.

Después de la guerra se construyeron varias partidas de S.V.A.5 y S.V.A.10; algunos ejemplares de esta última versión se equiparon con el motor Isotta-Fraschini V.6, de 250 hp. Los S.V.A. se mantuvieron en servicio una vez creada la Regia Aeronautica, en 1923, y participaron en la campaña de Libia a finales de los años veinte.

Entre los raids a larga distancia más destacables, cabe mencionar el vuelo a Tokyo, dirigido por el teniente Arturo Ferrarin. Seis aviones partieron de Roma el 26 de febrero de 1920, y dos llegaron a Tokyo, después de recorrer 15 200 km, el 21 de mayo.

Finalmente, en 1928, la producción se dio por concluida. En esa época se habían fabricado más de 2 000 S.V.A. de todas las versiones, de los cuales se exportaron alrededor de 100 a 11 países diferentes.

Especificaciones técnicas

Ansaldo S.V.A.4 y S.V.A.5
Tipo: S.V.A.4, avión monoplaza de reconocimiento fotográfico (A), y S.V.A.5, monoplaza de bombardeo y reconocimiento (B)
Planta motriz: A y B un motor lineal S.P.A. 6A de 265 hp
Prestaciones: velocidad máxima A 226 km/h, B 205 km/h; trepada a 3 000 m A 12 min, B 10 min; techo de servicio A 7 000 m, B 5 400 m; autonomía A 3 h 15 min, B 3 h
Pesos: vacío equipado A 690 kg, B 700 kg; máximo en despegue A 940 kg, B 1 050 kg
Dimensiones: (A y B) envergadura 9,10 m; longitud 8,10 m; altura 2,65 m; superficie alar 24,20 m^2
Armamento: A una ametralladora Vickers de 7,7 mm sincronizada de fuego frontal, B dos ametralladoras Vickers

Antoinette Military Monoplane

Historia y notas

Construido por indicación de Hubert Latham, que incorporó al proyecto muchas ideas propias, el **Antoinette Military Monoplane** fue conocido alternativamente como Antoinette-Latham o «Monobloc». Se pretendía que interviniera en el *Concours Militaire* de 1911 en Reims, y atrajera el interés del Departamento de Guerra francés. Por desgracia, a pesar de toda una serie de modificaciones, el tipo no llegó a volar nunca.

Sin embargo, el Military Monoplane contribuyó en gran medida al progreso en el diseño de aviones, porque anticipó desarrollos estructurales y técnicos que no se afianzaron hasta una década o dos más tarde. Los tres miembros de la tripulación se acomodaban en un fuselaje completamente cerrado, el tren de aterrizaje iba cubierto por carenados aerodinámicos del tipo «pantalones», y las alas eran del tipo cantilever, sin arriostramiento exterior.

El problema del «Monobloc» residía en su peso excesivo para la única planta motriz disponible, el motor Antoinette de 50 hp. Por ello, el modelo estaba condenado al fracaso a menos de conseguir un avance similar en el diseño de motores de avión. A pesar de todos los esfuerzos de Hubert Latham y de su equipo, este objetivo no se alcanzó, y el proyecto finalmente fue descartado.

Especificaciones técnicas

Tipo: avión militar triplaza
Planta motriz: un motor lineal Antoinette de 50 hp
Pesos: con carga máxima 1 350 kg
Dimensiones: envergadura 15,90 m; longitud 11,50 m; altura 2,50 m; superficie alar 56 m^2

Antoinette Monoplanes

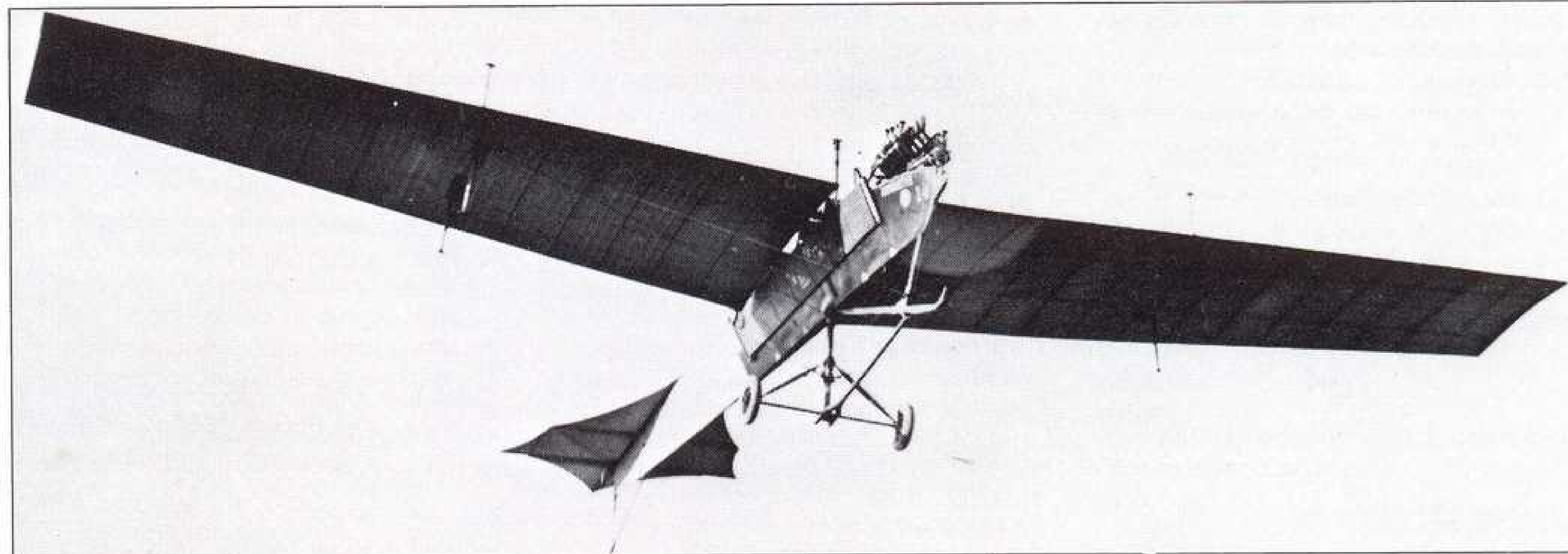
Historia y notas

Leon Levavasseur, diseñador de la compañía Antoinette, produjo varios diseños experimentales antes de que su primer aparato realmente conseguido, el **Antoinette IV**, volara por primera vez el 9 de octubre de 1908. El modelo IV definitivo fue probado en febrero siguiente. Era un monoplano con un ala alta de planta angular de considerable superficie y un fuselaje de sección transversal triangular muy pequeña, que debía mucho a la experiencia previa del diseñador en la construcción de lanchas de carreras a motor. Contaba con alerones de punta de ala, y superficies de cola de una configuración cruciforme.

El 19 de febrero de 1909, el Antoinette IV voló con todo éxito desde Mourmelon, cubriendo una distancia de 5 km antes de aterrizar. A partir de entonces se estableció una asociación entre la compañía Antoinette y Hubert Latham, un deportista inglés residente en Francia, asociación que dio gran fama a ambas partes. En dos oportunidades Latham intentó volar sobre el canal de la Mancha. El 19 de julio de 1909 partió de Sangatte, en la costa francesa, a bordo de un Antoinette IV, y cubrió unos 11,2 km antes de caer al agua debido a una avería del motor.

Tan sólo una semana después Blériot realizó con éxito el cruce, pero el incansable Latham no se desanimó y realizó un segundo intento a bordo del nuevo **Antoinette VII**, que incorporaba los controles de alabeo de ala usuales en esa época, en lugar de los alerones del Antoinette IV. Este segundo intento tuvo lugar el 27 de julio de 1909, dos días después de que Blériot aterrizara en los acantilados de Dover. Esta vez Latham llegó a ver claramente la costa inglesa, a sólo un kilómetro y medio de distancia, antes de caer de nuevo al mar. Pero no cedió en sus intentos. Al mes siguiente, con el Antoinette VII debidamente reparado, participó en la Grande Semaine d'Aviation de la Champagne en Reims, donde ganó la competición de altura, con 155 m, y quedó segundo en la de velocidad, con 68,9 km/h.

Durante los años siguientes, los monoplanos Antoinette ocuparon lugares destacados en todas las competiciones de aviación en que participaron, pilotados por Latham y otros pioneros, pero hacia 1912 *Jane's Aircraft* informó de que «la compañía ha dejado de existir». Muy pronto, los elegantes diseños de Levavasseur desaparecieron de la escena.



Un monoplano Antoinette de 1910, equipado con un motor lineal Antoinette de 50 hp; la falta de los alerones característicos del Antoinette V sugiere que se trata de un modelo VI u VIII. El control lateral se conseguía en estos pioneros de la aviación alabeando el ala correspondiente por medio de cables que se accionaban desde la cabina. La estructura flexible del ala favorecía esta maniobra (foto M. B. Passingham).

Variantes

Antoinette I: proyecto incompleto de 1907-8 de un monoplano canard con hélice propulsora
Gastambide-Mengin I: precursor de la clásica serie de monoplanos Antoinette, con motor Antoinette de 50 hp que impulsaba una hélice tractora, con un engorroso tren de aterrizaje de cuatro ruedas; entre el 8 y el 14 de febrero de 1908, el mecánico Boyer realizó cuatro vuelos (o, más bien, saltos) el mejor de los cuales fue de 150 m; la superficie alar era de 24 m^2, y el peso de 350 kg
Antoinette II (o **Gastambide-Mengin II**): entre febrero y agosto de 1908 el Gastambide-Mengin I fue reconstruido según un nuevo diseño que incluía alerones triangulares de punta de ala y otras modificaciones; se realizaron tres vuelos, el mejor de los cuales, de 1 min 36 seg, fue además el primer recorrido en círculo que realizaba un monoplano (21 de agosto de 1908); el 20 de agosto, Robert Gastambide se convirtió en el primer pasajero de un monoplano
Antoinette III: denominación alternativa del fallido Ferber IX, después de que el capitán Ferdinand Ferber se unió a la Société Antoinette por breve tiempo
Antoinette IV: primer monoplano Antoinette realmente eficiente, con motor Antoinette de 50 hp; entre octubre de 1908 y agosto de 1909 realizó unos 50 vuelos, el mejor de los cuales, realizado el 26 de agosto de 1909, batió, con 154,6 km en 2 h 17 min 21 seg, el récord mundial de distancia; originariamente tenía alas de 30 m^2 de superficie y pesaba 460 kg
Antoinette V: similar al Antoinette IV, pero con alerones; realizó unos 20 vuelos entre diciembre de 1909 y setiembre de 1908, el mejor de los cuales fue de 15 min
Antoinette VI: similar a los Antoinette IV y V, pero con alabeo de ala para control lateral: realizó unos quince vuelos entre abril y julio de 1909, el mejor de los cuales tuvo una duración de 12 min
Antoinette VII: similar a los Antoinette IV, V y VI, con alabeo de ala y equipado con un motor Antoinette potenciado, que desarrollaba 60 hp; se utilizó en julio y agosto de 1909; el mejor vuelo de este avión fue de 70 km en 1 h 51 min 52 seg, y tuvo lugar el 26 de agosto de 1909
Antoinette VIII: similar a los Antoinette IV, V, VI y VII, con alabeo de ala y motor Antoinette de 50 hp; su mejor vuelo registró un tiempo de 16 min
Antoinette (tipo general 1909): modelo de producción de 1909-11, al precio de 1 000 libras; motor lineal Antoinette de ocho cilindros y 50 hp, velocidad 70 km/h, peso máximo en despegue 520 kg, envergadura 12,80 m, longitud 11,50 m, y superficie alar 50 m^2

Especificaciones técnicas

Antoinette IV y Antoinette VII
Tipo: monoplano monoplaza
Planta motriz: un motor lineal Antoinette de 50 hp en el Antoinette IV, y un motor lineal Antoinette de 60 hp en el Antoinette VII
Prestaciones: velocidad máxima 70 km/h
Peso: máximo en despegue 590 kg
Dimensiones: envergadura 12,80 m; longitud 11,50 m; altura 3 m; superficie alar 50 m^2

Antonov An-2 «Colt»

Historia y notas

Oleg Antonov, cuyo interés por los planeadores se remontaba a sus días de escolar, llegó a ser diseñador oficial de planeadores y aviones veleros. Durante la II Guerra Mundial se ocupó sobre todo en el desarrollo y la producción de aviones, pero también trabajó como diseñador en la organización Yakovlev. Después de la guerra montó su propia oficina de diseño y desarrolló un nuevo aeroplano —que podría definirse como «hacelotodo-todo terreno»—, el **Antonov An-2 «Colt»**, y fue conocido abreviadamente como **SKh-1** (*Selskokhozy-aisvennyi-1*, o agrícola-económico-1) antes de recibir la denominación Antonov, a todas luces más adecuada, aunque sólo fuera porque la letras An son las iniciales de la palabra anacronismo, que es lo que este enorme biplano sugiere a un observador de la década del ochenta. El primer prototipo voló el 31 de agosto de 1947 y el modelo sigue aún en producción en la URSS aunque, desde finales de los sesenta, ya no a cargo de Antonov.

El An-2 es un sesquiplano de una sola sección, con puntal aerodinámico único entre los planos y doble arriostramiento de cable para mando y refuerzo, y está construido casi íntegramente de metal, salvo las alas, por detrás del larguero frontal, y el empenaje, que están recubiertos de tela. El fuselaje, de gran capacidad, es una estructura semimonocoque con una cabina biplaza que dispone de calefacción y ventilación. El empenaje va arriostrado por un montante, y el robusto tren de aterrizaje, del tipo de rueda de cola de vía ancha, puede incorporar llantas a baja presión, flotadores o esquíes a fin de posarse sobre cualquier superficie.

Las alas le proporcionan características excepcionales de operatividad, pues el plano superior incluye flaps de borde de ataque automáticos accionados eléctricamente, flaps de borde de fuga ranurados, y alerones que se pueden usar de la forma convencional para controlar el alabeo, pero también se pueden colocar conjuntamente en posición baja con una inclinación de 20° para complementar los flaps. El ala inferior sólo tiene flaps de borde de fuga ranurados a todo lo largo de la envergadura. La planta motriz del prototipo consistía en un motor radial Shvetsov ASh-21 de 760 hp, pero la producción posterior de aviones de Antonov contó con un motor Shvetsov ASh62IR de 1 000 hp.

A partir de 1960, la producción ha continuado, a cargo de la WSK-P2L en Polonia, y también en China bajo licencia, con la denominación **Avión de Transporte Tipo 5.** La producción combinada de las tres fuentes mencionadas se estima en 15 000, aparatos de los cuales, aproximadamente un 60% ha sido construido en Polonia.

La utilización de los An-2 está aún muy extendida, con una variedad de funciones que rebasan las citadas más arriba. Han prestado amplios servicios en calidad de transporte de pasajeros (con capacidad para 12 adultos y dos niños) para la Aeroflot y otras compañías de los países del Este, pero hoy son muy pocos los aparatos que permanecen registrados en servicio. Es probable que los de Interflug sean los únicos destinados aún oficialmente a esa función, pero sin duda se siguen utilizando muchos de estos aviones realmente fiables, de forma esporádica, para el transporte de pasajeros, entre otras tareas que tienen encomendadas.



Antonov An-2 de Cubana.



Antonov An-2 con insignias polacas.

Variantes (de construcción soviética)

An-2F: modelo experimental de observación artillería, de 1948, con la sección central de fuselaje vidriada, ametralladora en posición dorsal y doble deriva
An-2L: modelo antiincendio equipado para el transporte de elementos químicos en contenedores de vidrio bajo las alas y el fuselaje
An-2P (Passazhirskii): modelo básico para cometidos generales, con capacidad para 12 pasajeros o 1 240 kg de carga
An-2P: (Protivopozharnyi): modelo antiincendio del An-2V, fue desarrollado en 1964 y es capaz de transportar una carga de 1 240 l de agua en sus flotadores
An-2S: modelo agrícola del An-2 Passazhirskii, con equipo de spray y patas del tren de aterrizaje principal de largo recorrido
An-2V: modelo de doble flotador con palas de hélice más cortas
An-2ZA: modelo de investigación meteorológica a gran altura, con una cabina extra delante de la deriva para vigilar la formación de hielo

Variantes (de construcción polaca)

An-2 Geofiz: modelo de investigación geofísica
An-2M: versión del An-2T con doble flotador, básicamente similar al An-2V soviético
An-2P: modelo de pasajeros, con mejor insonorización que la versión soviética, y completado con una hélice mejorada
An-2PK: modelo ejecutivo de cinco plazas
An-2P-Photo: modelo especial equipado para operaciones de fotogrametría



El Antonov An-2 sigue siendo un eficaz avión de transporte, más de treinta años después de su aparición, y se mantiene en producción en Polonia (foto Aviation Letter Photo Service).

An-2PR: modelo para retransmisiones de televisión
An-2R: modelo agrícola especializado, introducido en 1964, con sellado hermético de la cabina, superficies de cola revisadas de mayor superficie, una hélice más avanzada, y un contenedor de fibra de vidrio para 1 960 l de productos químicos o 1 350 kg de fertilizantes en polvo
An-2S; modelo de ambulancia, con capacidad para seis camillas y asistentes médicos
An-2T: modelo básico de cometidos generales
An-2TD: modelo militar para paracaidistas, con 12 asientos plegables
An-2TP: modelo de pasajeros y carga basado en el An-2TD
Lala-1: modelo experimental de 1972, en el que el fuselaje de popa / empenaje es reemplazado por dos vigas, y una cola rediseñada, permitiendo la instalación de un turbofan en el fuselaje corto como desarrollo del avión agrícola M-15 Belphegor

Especificaciones técnicas

Antonov (WSK-PLZ) An-2P
Tipo: biplano de cometidos generales
Planta motriz: un motor radial Shvetsov ASh 62 IR, de 1 000 hp
Prestaciones: velocidad máxima 258 km/h a 1 750 m; velocidad económica de crucero 185 km/h; techo de servicio 4 400 m; autonomía 901 km con 500 kg de carga, a altura óptima
Pesos: vacío 3 450 kg; máximo en despegue 5 500 kg
Dimensiones: envergadura superior 18,18 m, inferior 14,24 m; longitud 12,74 m; altura 4 m; superficie alar superior 43,60 m^2, inferior 28 m^2

Antonov An-3

Historia y notas

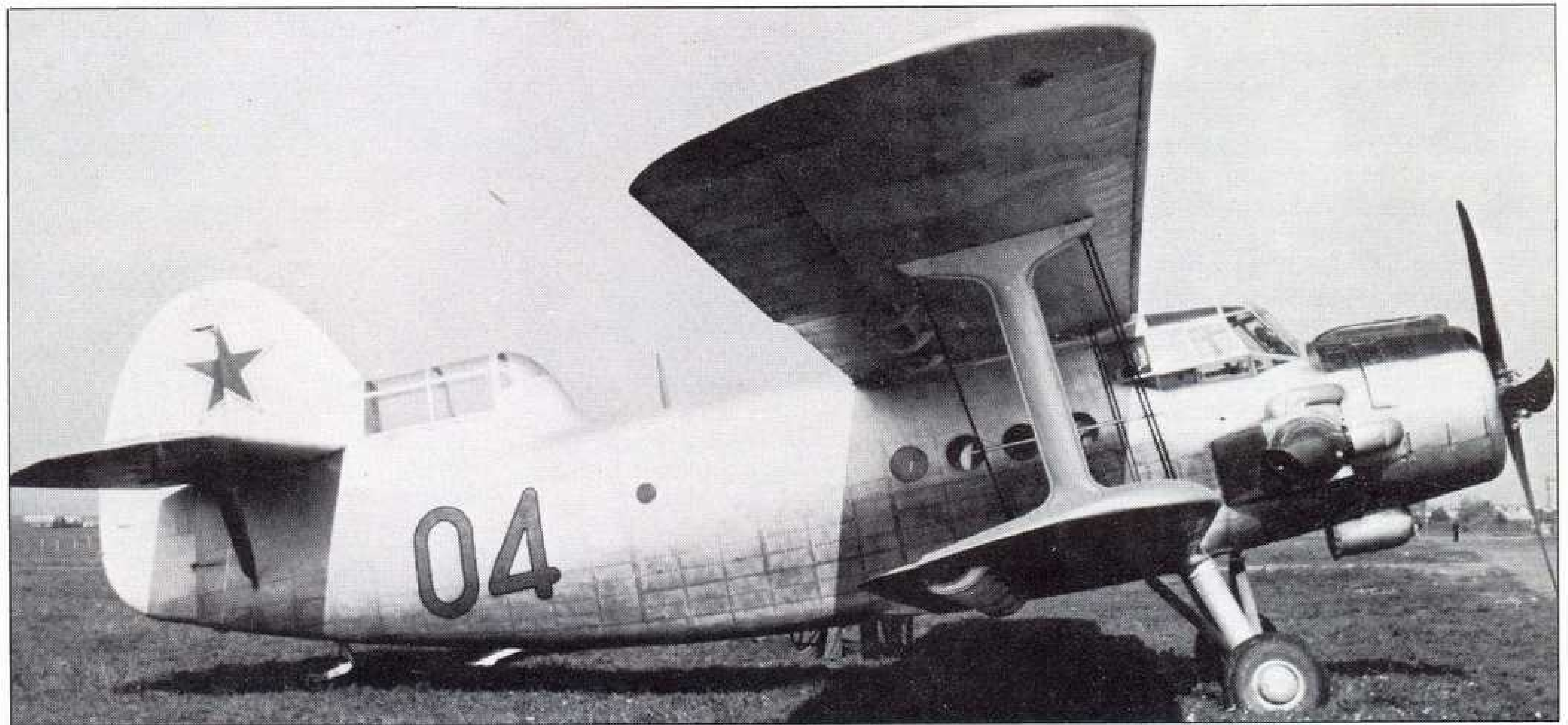
La primera mención del **Antonov An-3** tuvo lugar en los primeros meses de 1972, al informarse de que esta oficina de diseño soviética estaba desarrollando una versión de su An-2 específicamente para uso agrícola. Hasta 1979 no se tuvo la confirmación de que se había construido un prototipo, mediante la conversión de un An-2 de producción. Se diferencia de su predecesor en un morro más delgado en el que se aloja un motor a turbohélice Glushenkov TVD-108; también se dice que su capacidad de transporte de carga química supera en un 40% a la de los An-2 utilizados comúnmente en misiones agrícolas. La planta motriz Glushenkov impulsa una hélice de gran diámetro y giro lento, proyectada para permitir las lentas velocidades operativas. Se ignora hasta el momento si se ha programado o no su producción en serie.

Antonov An-4

Historia y notas

Antonov An-4 es la denominación de la oficina de diseño para el An-2ZA, especialmente pensado para tareas de investigación meteorológica a gran altura, con un puesto de observación acristalado en posición inmediatamente anterior a la deriva.

El motor ASh62IR tiene un sobrealimentador TK montado a estribor del capó. Se suprimió el carenado del cubo de la hélice del modelo An-2 normal, a fin de ayudar al enfriamiento del motor, y los alerones originales fueron reemplazados por una variedad sin ranuras.



El extraño aspecto del An-4 se debe al puesto de observación del meteorólogo y a los abultamientos producidos por el turbocompresor que le permite volar a 10 000 m de altitud.

Antonov An-6

Historia y notas

En la Unión Soviética y otros países del Este europeo se combinan unas características climáticas muy rigurosas con una extensión de territorio amplia y deficiente en vías de comunicación terrestres. En cambio, abundan los lagos y ríos. Era inevitable, por consiguiente, que se intentase adaptar el práctico y fiable modelo An-2 de cometidos generales a una configuración de hidroavión, idónea para el servicio en estas regiones. Así surgió el **Antonov An-6,** denominación dada por la oficina de diseño al An-2V, donde el sufijo V tiene el significado de *Vodyanoi,* es decir, «hidroavión». Prácticamente la única diferencia respecto al diseño básico de la serie es la incorporación de dos flotadores ligeros de metal orientables.

Se ha construido un número relativamente corto de ejemplares de esta variante, que se utilizan en la URSS, Polonia y otros países.

Antonov An-8 «Camp»

Historia y notas

Con el **Antonov An-8 «Camp»,** la oficina de diseño encabezada por Oleg Antonov comenzó una serie ininterrumpida de diseños de monoplanos de ala alta en la categoría turbohélices de transporte de gran capacidad, adaptables a operaciones desde campos de aviación más cortos de lo normal. El primer prototipo An-8 se presentó en 1956, en la exhibición del Día de la Aviación Soviética. Después de los primeros cinco prototipos, se construyeron unos 100 ejemplares de serie, que constituyeron toda su producción, al ser sustituido posteriormente el An-8 por el cuatrimotor An-10 en las líneas de producción.

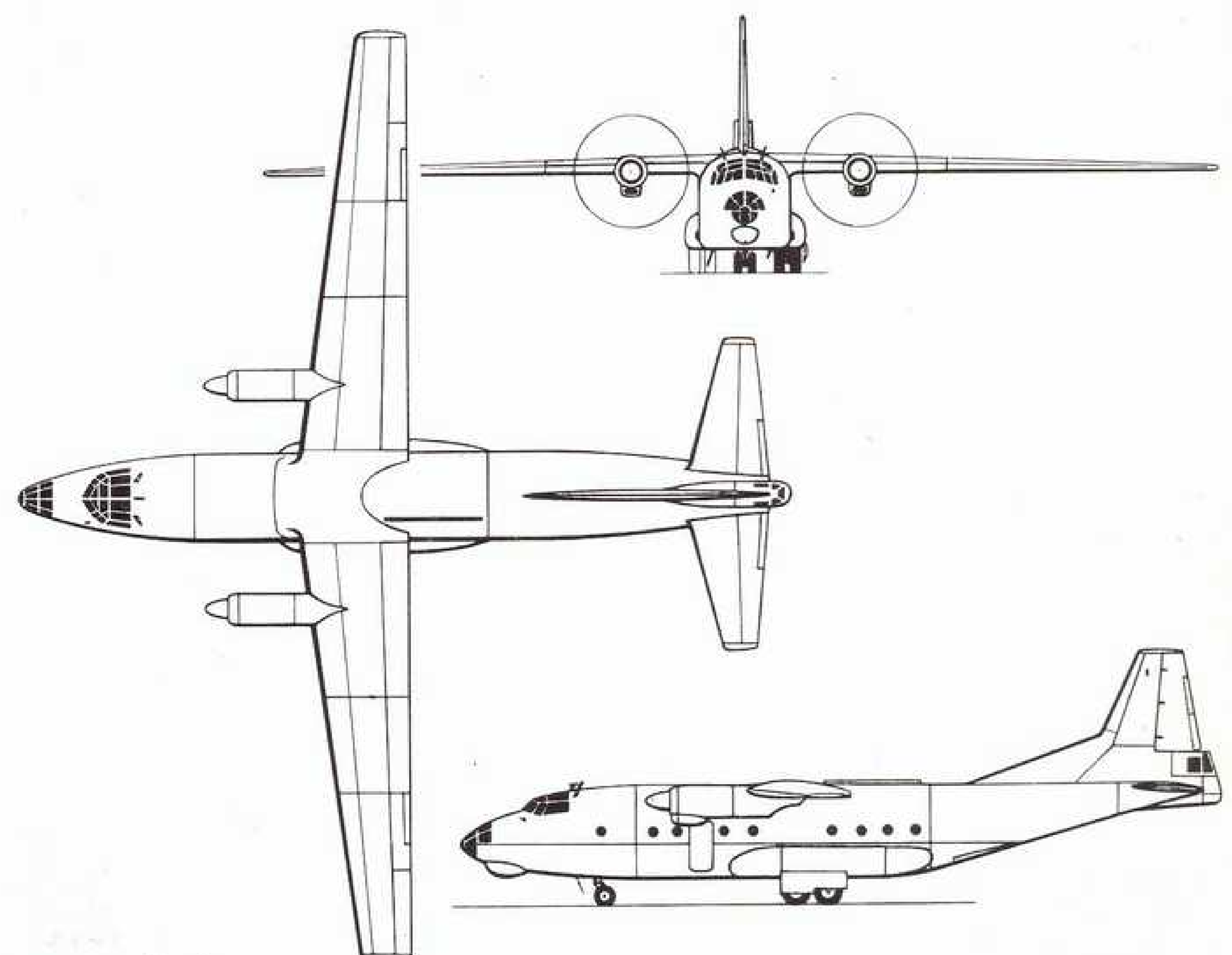
El An-8, íntegramente de metal, estaba equipado con dos turbohélices Kuznetsov montadas en las alas, y contaba con tren de aterrizaje del tipo triciclo, con «bogies» de cuatro ruedas, retráctiles dentro de unos abultamientos carenados a ambos lados del fuselaje. Esta característica, combinada con la curvatura del fuselaje de popa que se levanta hacia la base de la deriva, permite el cómodo desplazamiento interior de cargas voluminosas y pesadas mediante el uso de puertas y rampas posteriores. Además de la tripulación, hay sitio para 40 soldados con equipo completo o 48 pasajeros civiles. El An-8 tenía una sección acristalada en el morro para el navegante, rasgo común a la mayoría de los aviones soviéticos de transporte de ese periodo.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte de cometidos generales
Planta motriz: dos turbohélices Kuznetsov NK-6TV-2 de 5 100 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 600 km/h; velocidad económica de crucero 480 km/h; techo de servicio 9 600 m; autonomía máxima 3 500 m
Pesos: máximo en despegue 38 000 kg
Dimensiones: envergadura 37 m; longitud 30,74 m; superficie alar 117,20 m²
Armamento: originariamente, una torreta con cañón NR-23 de 23 mm



Si bien no tuvo demasiado éxito, el Antonov An-8 es importante como precursor de la serie de Antonov de aviones de transporte de ala alta aptos para operar en terrenos difíciles. Entre los interesantes rasgos del diseño de este avión se encuentran los planos de diedro negativo, la implantación alta del ala a fin de dejar gran espacio libre hasta el suelo, la colocación de las patas del tren de aterrizaje en carenas a los costados del fuselaje bajo, y dos características típicas rusas: el morro de bombardero y la torreta de cola.



Antonov An-8.

Blitzkrieg en Europa: capítulo 6.°

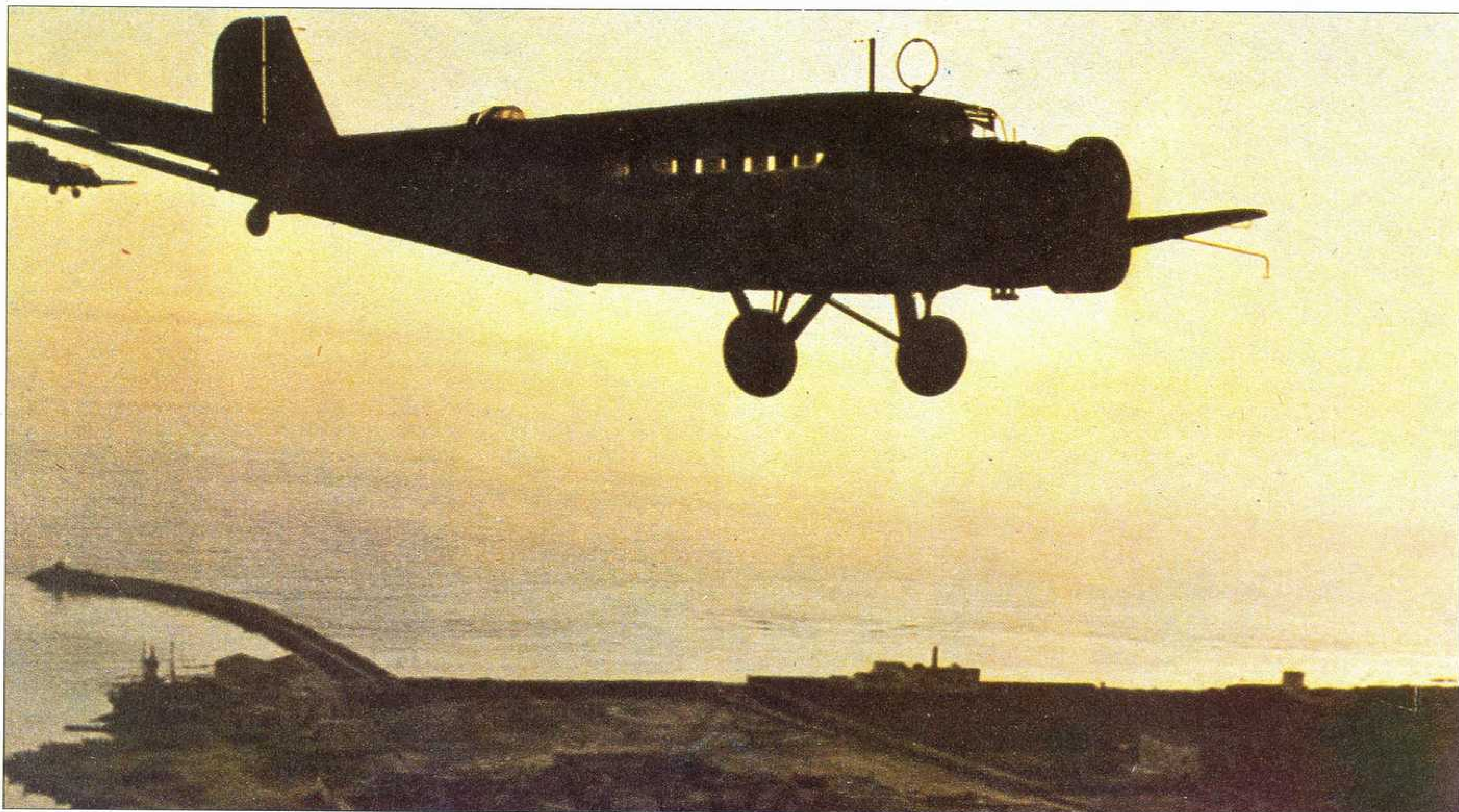
El colapso de los Aliados

La potencia de la ofensiva alemana en el oeste, iniciada el 10 de mayo de 1940, hizo inútil la encarnizada resistencia de Bélgica y los Países Bajos. Los bombardeos de la Luftwaffe y el empleo táctico de tropas aerotransportadas abrieron la brecha decisiva para los blindados y la infantería.

Como era fácil predecir, las fuerzas neerlandesas y belgas recibieron la primera embestida furiosa del Fall Gelb, al amanecer del 10 de mayo de 1940. El día anterior el agregado de los Países Bajos en Berlín había informado a su gobierno de la inminencia del ataque, y todas las fuerzas neerlandesas se encontraban en estado de alerta, a las órdenes de su comandante en jefe general H. G. Winkelman. Los ataques preliminares sobre Bélgica y Países Bajos se realizaron en forma de lanzamientos de tropas aerotransportadas, extremadamente arriesgados y bien planeados, similares a los efectuados recientemente en Stavanger y Oslo-Förnebu, en Noruega. Dos formaciones alemanas aerotransportadas, las fuerzas de choque del Fallschirmjägerregiment 1 (1.er Regimiento de cazadores paracaidistas) y la 22 Luftlanddivision (22^{a} División aerotransportada) entraron en acción al amanecer y tomaron parte activa en dos de los principales ataques. El primero de ellos fue la toma del fuerte Eben-Emael y de los puentes de Vroenhoven, Veldwezelt y Kanne sobre el canal Alberto: el paso del 6.º Ejército a través de Bélgica en dirección al oeste, y por tanto su papel en el esquema del plan general, dependía de la captura de esos objetivos. El segundo ataque importante se dirigió a la captura de La Haya, donde estaba la familia real neerlandesa, y a la toma de Rotterdam y de los puentes sobre los distintos afluentes de los ríos Maas (Mosa) y Waal.

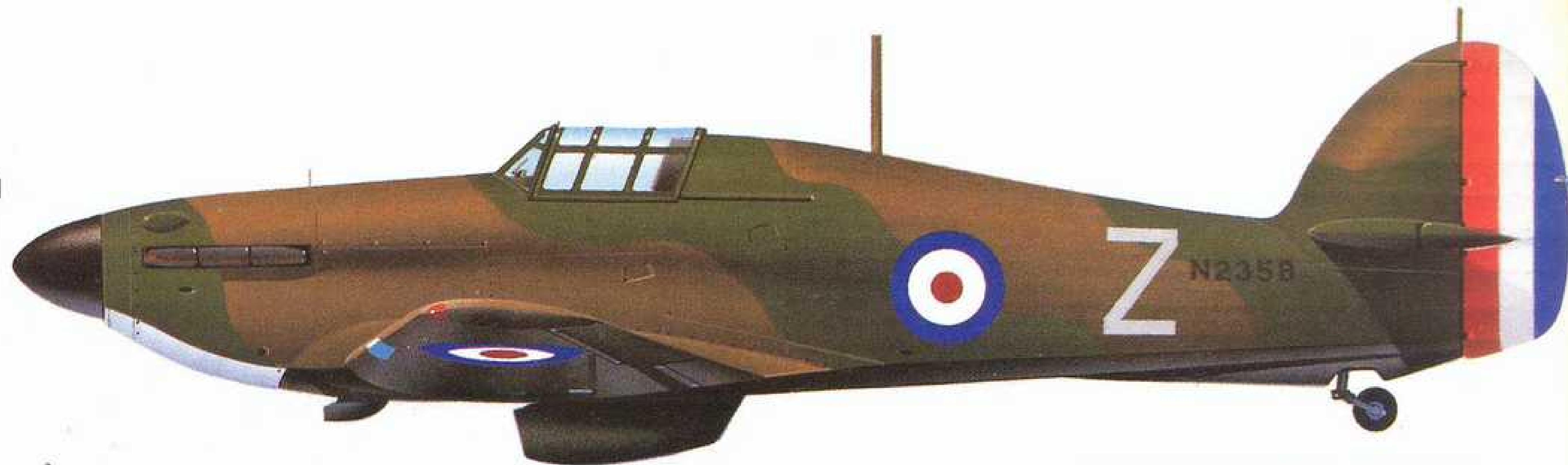
A las 4.30, 42 Ju 52/3m partieron de Colonia-Ostheim y Colonia-Butzweilerhof remolcando un número igual de planeadores de asalto DFS 230A. Estas fuerzas transportaban al Sturmabteilung Koch (Destacamento de Asalto Koch), formado por elementos del 1.er Batallón/FJR; a un destacamento de paracaidistas de la 7.ª Fliegerdivision, y a un destacamento provisto de proyectores eléctricos, para el ataque a Eben-Emael y los puentes de Vroenhoven, Veldwezelt y Kanne. El Sturmgruppe GRANIT (formado por 85 hombres al mando del teniente Rudolf Witzig) debía ate-

El ubicuo «criado para todo» de la Luftwaffe, el Junkers Ju 52/3m, fue empleado en los Países Bajos como remolque de planeadores, como transporte, y en el lanzamiento de paracaidistas (foto MARS).



La Royal Air Force en Francia

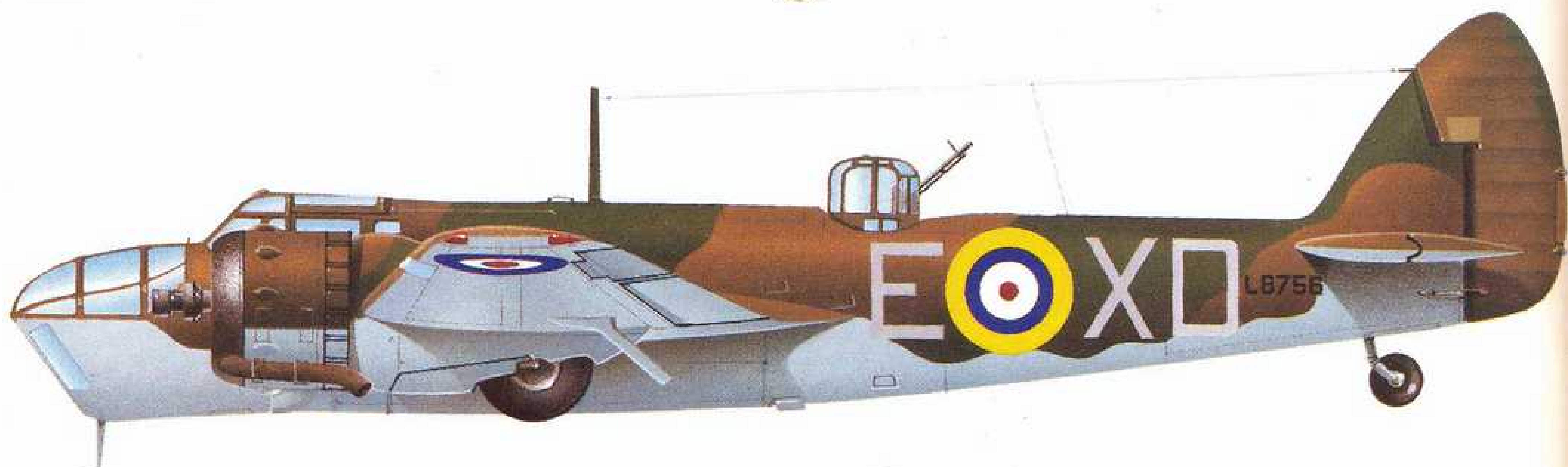
Las unidades de la RAF destacadas en Francia en mayo de 1940 se repartían entre la AASF (Advanced Air Striking Force) y el componente aéreo del Cuerpo Expedicionario Británico. El vicemariscal del Aire P.H.L. Plaifair mandaba la primera, mientras que el vicemariscal del Aire C.H.B. Blount tenía el mando de la segunda. Las fuerzas totales en abril se elevaban aproximadamente a 94 Hurricane, 84 Battle, 82 Lysander y 72 Blenheim, la mayor parte de ellos con base en Reims y Lille-Hazebrouck.



Hawker Hurricane Mk I del 73.° Sqn., uno de los dos escuadrones componentes del Ala de caza N.° 67 de la AASF al producirse la ofensiva alemana.



Westland Lysander Mk II, avión de apoyo al ejército del 13.° Sqn., que formaba parte del 22° Group de apoyo al Ejército, con base normalmente en Odiham, pero que en abril de 1940 formaba parte del componente aéreo del Cuerpo Expedicionario Británico.



Bristol Blenheim IV, bombardero ligero del 139.° Sqn., normalmente con base en Wyton, pero destacado en abril de 1940 del 2.° Group de bombardeo para servicio en Francia.

rrizar con los 11 planeadores del LLG 1 sobre los techos de las fortificaciones de Eben-Emael: los paracaidistas estaban provistos de explosivos de carga hueca, capaces de perforar los gruesos muros de las casamatas, de hasta 25 y 28 cm de espesor. El planeador de Witzig se vio obligado a un aterrizaje de emergencia pero, a pesar de este contratiempo, el GRANIT logró tomar Eben-Emael a las 13.15 del 11 de mayo: el Batallón de Ingenieros n.° 51 también cooperó en este importante golpe. Los puentes de Vroenhoven, Veldwezelt y Kanne fueron asaltados por las fuerzas del destacamento Koch, divididas en tres grupos llamados BETON, STAHL y EISEN, bajo el mando del subteniente Schacht, teniente Altmann y subteniente Schächter, transportados por 20 planeadores. Los puentes, a excepción del de Kanne, fueron tomados intactos. Durante la tarde, las posiciones de la artillería belga habían sido bombardeadas por los cañones de 88 mm del Flakregiment «Aldinger», y por los Ju 87 y Hs 123 de la StG 2 y del II (Sch)/LG 2, que intervinieron en apoyo del 1/FJR 1.

Acciones de desgaste

La Luftwaffe había estado operando sobre Países Bajos y Bélgica desde las 3.00 horas, ya que el I y IV Fliegerkorps habían ametrallado y bombardeado diversos objetivos en acciones de desgaste anteriores a los lanzamientos de paracaidistas sobre los aeropuertos de Waalhaven-Rotterdam, Ockenburg, Ypenburg, Valkenburg y los puentes de Moerdijk y Dordrecht. Después de un ataque a cargo del II/KG 4, el aeropuerto de Waalhaven fue objeto, a las 5.00, del asalto del 3/FJR 1 al mando del capitán Karl-Lothar Schulz, transportado por el III/KGzbV 1 del capitán Zeidler. Hubo numerosas bajas a causa del fuego de ametralladora y porque muchos paracaidistas cayeron sobre edificaciones y hangares en llamas. Poco tiempo después del lanzamiento, aterrizaron los restantes Ju 52/3m. En Moerdijk, después de un preciso bombardeo llevado a cabo por la StG 2, el 2/FJR 1 del capitán Präger atacó al norte y al sur del puente, que fue tomado después de una corta y dura lucha. Debido a las dificultades del terreno, sólo el 3/FJR 1 se lanzó sobre el Oude Maas, en Dordrecht: los alemanes llevaron la peor parte en el combate y el puente no pudo ser tomado sino tres días después, con el asalto del 3/FJR 1 (al mando del coronel Bruno Bräuer) y el 1/Regimiento de Infantería 16. Fue particularmente sangrienta la lucha mantenida en Ypenburg, donde la artillería antiaérea alcanzó 11 de los 13 Ju 52 que transportaban al 65.° Regimiento de Infantería. No todo fue bien en Valkenburg: el aterrizaje defectuoso de los Ju 52 que transportaban al 6/FJR 2 y a elementos del 3/IR 47 del coronel Buhse bloqueó la pista, impidiendo la llegada de los aviones que transportaban al segundo batallón. A excepción de Moerdijk y de los puentes situados al sur de Rotterdam, todos los objetivos perseguidos originariamente se encontraban en manos alemanas al finalizar el día.

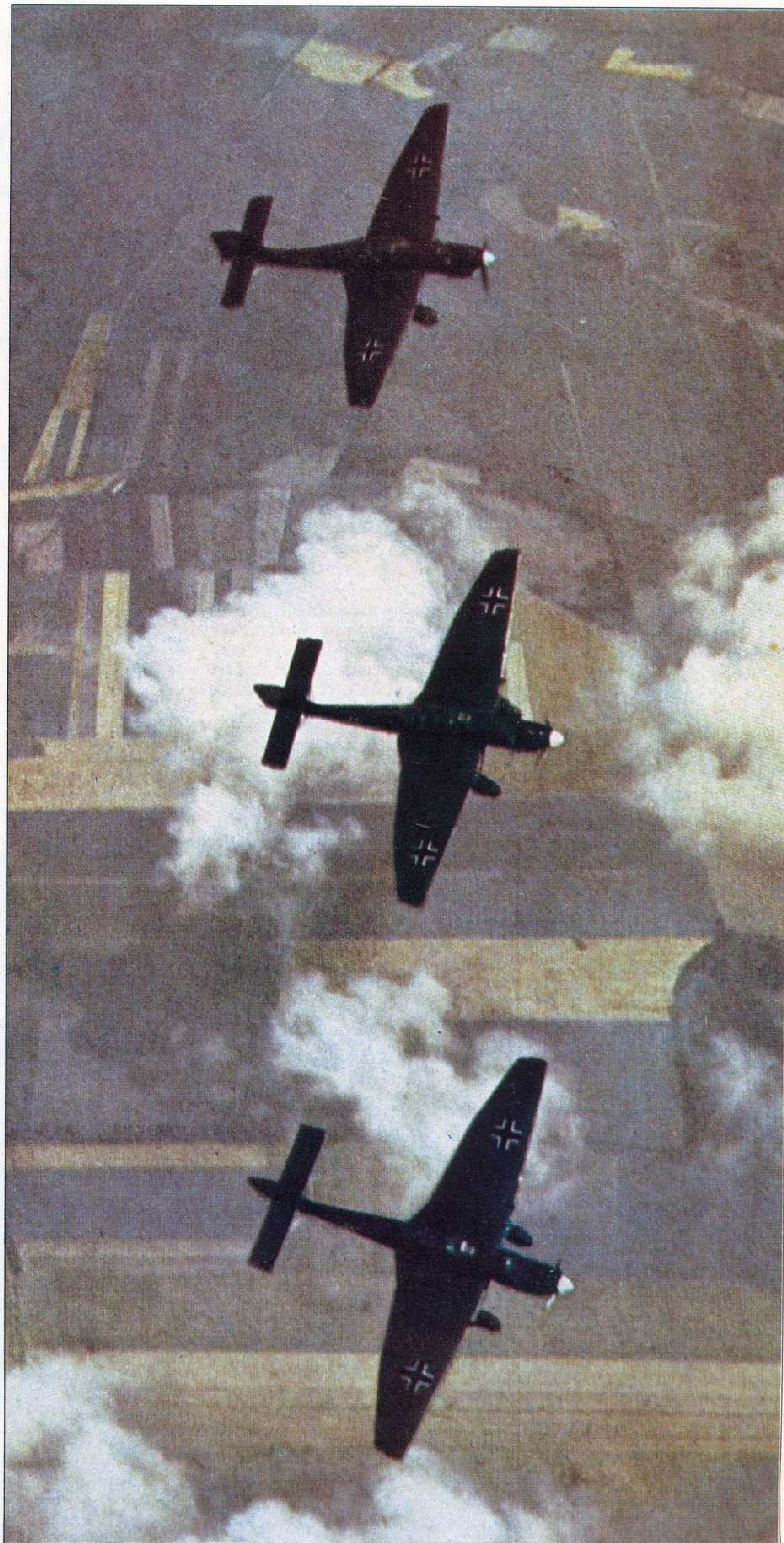
En el aire, las Fuerzas Aéreas neerlandesas, compuestas por Fokker D.XXI y G.1A, lucharon en gran inferioridad de condiciones contra los Bf 109E y los Bf 110: el 10 de mayo de 1940 se habían perdido 62 de los 125 aviones en servicio.

Preocupaciones

A causa de otras obligaciones, las BAFF (British Air Forces en Francia) de Barratt no pudieron atender las desesperadas llamadas en demanda de apoyo aéreo efectuadas por las fuerzas de tierra neerlandesas y belgas: hubo que esperar hasta las 12.05 para que el cuartel general de las BAFF solicitara el bombardeo de Waalhaven al cuartel general del Mando de Bombardeo de la RAF. La petición coincidió con un desastroso ataque aéreo llevado a cabo por seis Blenheim I (F) del Mando de Caza: mientras ametrallaban Waalhaven fueron sorprendidos por un Gruppe de Bf 110C-1 que abatió cinco; el último Blenheim quedó destrozado al aterrizar en Manston. Nueve Blenheim IV del 15.° Sqn. (Wyton) atacaron Waalhaven a las 16.00, e informaron de la destrucción de al menos 16 aviones alemanes en tierra. A las 15.50, doce Blenheim del 40.° Sqn. (Wyton) se dirigieron a atacar Ypenburg; tres de ellos fueron abatidos en combate contra Bf 109E. La veintena de Ju 52 que habían aterrizado cerca de La Haya fueron atacados por los Blenheim del 110.° Sqn. escoltados por los cazas del 600° Sqn. de caza: en los combates resultantes se informó del derribo de cuatro aviones alemanes, por sólo uno de la RAF. Los ataques sobre Ypenburg y Waalhaven representaron la única presencia británica en el frente del norte, durante las primeras 24 horas de la ofensiva de la Wehrmacht.

Al día siguiente, el Mando de Caza de la RAF envió al 17.° Sqn. (Hurricane) a patrullar la zona de Delft-La Haya-Rotterdam a una altura de 4 265 m, como parte de una nueva política de ayuda solicitada por el gobierno neerlandés: al norte de Rotterdam se enfrentaron a 16 Bf 109E y dos Hs 126, con pérdida de cinco cazas de la RAF por cuatro posibles bajas alemanas. A las 17.00 los Hurricane del 32.° Sqn. ametrallaron unos Ju 52 posados en la pista de Ypenburg; los 85.° y 87.° Sqns. de la AASF sostuvieron combates en las áreas de Maas-Tongres y Bruselas, el último de éstos contra una bandada de 80 o

Una Kette de Junkers Ju 87B Stuka en formación escalonada hacia babor. Al igual que en Polonia y en Noruega, el Stuka abrió la brecha para el paso de los Panzer y la infantería (foto MARS).



más Ju 87. El 13 de mayo de 1940, mientras los Hurricane del 56.º Sqn. patrullaban sin ningún resultado el sector de Breda, los Supermarine Spitfire MkIA del 66.º Sqn. se unieron a los biplazas Boulton Paul Defiant del 264.º (F) Sqn. en su primera acción ofensiva, ametrallando posiciones de tropas alemanas situadas al norte de La Haya. Estas unidades se enfrentaron a varios Ju 87 en las cercanías de Streefkerk e informaron de haber derribado cuatro. Pero la Luftwaffe parecía estar en todas partes: cuando el 264.º iniciaba el regreso, una bandada de 27 o más Bf 109E surgió en picado desde una capa de cúmulos y sorprendió al escuadrón: cinco de los seis Defiant no regresaron.

El bombardeo de Rotterdam

Las acciones de la RAF sobre los Países Bajos y Bélgica no pudieron contrarrestar la supremacía aérea de los I y IV Fliegerkorps: en opinión de los neerlandeses, la Luftwaffe conquistó el control aéreo ya el 11 de mayo, y realmente la fuerza aérea de los aliados no pudo evitar el demoledor bombardeo de Rotterdam que fue la causa directa de la capitulación de los Países Bajos.

En tierra, la resistencia militar neerlandesa había sido dura y compacta, a pesar de los éxitos alemanes iniciales: el 11 de mayo se llevaron a cabo intentos para limpiar bolsas de resistencia alemanas, y se luchó con extraordinaria dureza entre Katwijk y La Haya; particularmente, la batalla por el puente de Willems revistió proporciones desesperadas. Pero, a primeras horas de la mañana del 13 de mayo, la vanguardia de la 9.ª División Panzer del teniente general Hubicki consiguió abrirse paso a través del puente de Moerdijk: la resistencia neerlandesa en Dordrecht cesó, y por la noche algunas unidades de la 9.ª División Panzer se hallaban en las cercanías del Oude Maas. A las 18.45 el general von Kucher declaró su intención de quebrar la resistencia neerlandesa a toda costa, y organizó el asalto definitivo contra el puente de Willems para las 15.30 del 14 de mayo de 1940. La Kampfgeschwader 54, con base en Quackenbrück, Hoya y Delmenhorst, fue encargada de realizar un bombardeo táctico sobre el núcleo de la resistencia neerlandesa, situado al norte del puente de Willems, en el área de Rotterdam. La situación en tierra era muy confusa, y se intercambiaron consignas contradictorias e intentos de parlamentar: el resultado fue una tragedia. Exactamente a las 15.00 del 14 de mayo, 57 He 111H-1 de la KG 54, volando a 2 100 m de altitud, lanzaron toneladas de bombas SC50 y SC250, que arrasaron parte de Rotterdam, matando a 814 civiles y dejando sin vivienda a más de 78 000 personas. Los alemanes consideraron que esta incursión estaba justificada por sus implicaciones tácticas, pero para los aliados se trató sin más de un bombardeo de intimidación. De cualquier forma, la resistencia neerlandesa cesó, según instrucciones dadas por sus comandantes en jefe, a las 16.50 horas del 14 de mayo de 1940.

Próximo capítulo:

La carrera hacia el Canal

C-101: entrenador completo

El C-101 Aviojet es la respuesta española a las futuras necesidades de entrenamiento de las fuerzas aéreas, de cara al previsible aumento de los factores económicos en la formación de los pilotos militares. Ágil, fiable y simple de mantenimiento, puede ser el entrenador completo que muchos países necesitan.

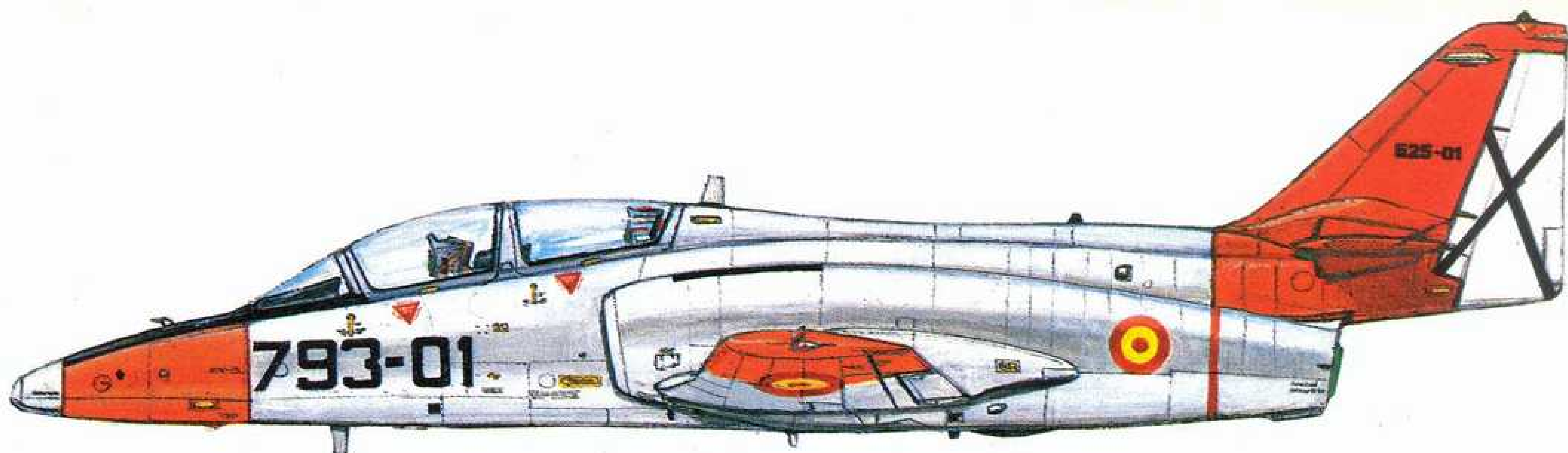
El pequeño y vistoso reactor enfiló la pista del madrileño aeródromo de Getafe y, sin hacer apenas ruido, aceleró a fondo para elevarse rápidamente y sin esfuerzo en el límpido aire castellano. Era el 27 de junio de 1977, y los escasos espectadores del primer vuelo del «Mirlo», todos ellos relacionados con CASA y el Ejército del Aire español, sintieron la satisfacción del trabajo bien hecho. Habían transcurrido escasamente tres años desde que se concibiera la primera idea del nuevo avión, como respuesta a las necesidades de la Aviación militar de un reactor de entrenamiento básico y avanzado que fuese moderno, barato y seguro.

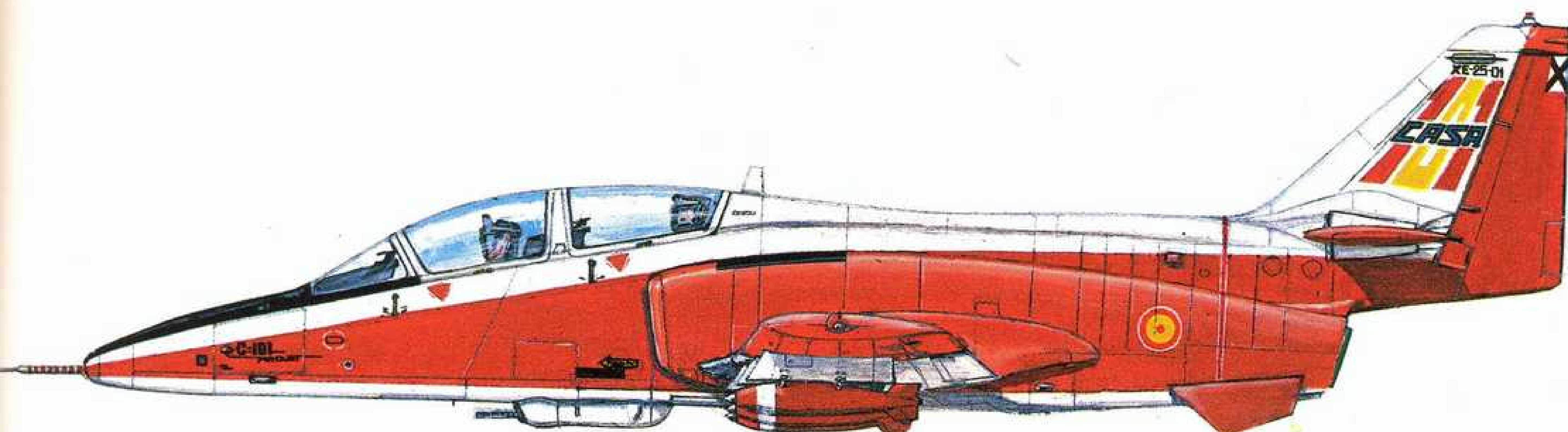
Todo había comenzado en realidad muchos años antes, en 1923, cuando José Ortiz Echagüe, aerostero y aviador militar, después de una brillante carrera fundó en Getafe, en las cercanías de Madrid, la empresa Construcciones Aeronáuticas S.A., comenzando la fabricación bajo licencia de los Breguet XIX, y poco después, desde una nueva factoría en Cádiz, la de los hidros Dornier Wal.

El C-101, denominado en el Ejército del Aire español E-25 «Mirlo», cumple su misión de entrenador básico y avanzado con el Escuadrón 793 de la Academia General del Aire en San Javier (Murcia). Aunque inicialmente se consideró también su adopción como avión de apoyo ligero, la Fuerza Aérea española no ha adquirido ningún ejemplar armado (foto CASA).



Este E-25 es el primero de los entregados al Ejército del Aire. Como evidencia su acabado metálico y sus marcas de alta visibilidad, el C-101 se utilizará en el adiestramiento de pilotos, empleándose de 125 a 150 horas de vuelo para la obtención del título de Piloto Militar.





El primer prototipo del C-101, después de cumplir los requisitos de la fase de evaluación previa, ha sido empleado por CASA para los ensayos con cargas subalares y de tiro de la prevista versión ET-25 de apoyo ligero y entrenamiento de tiro. Como los restantes prototipos, recibiría a posteriori los LERX, extensiones de borde de ataque.

Uno de estos aviones, bautizado «Plus Ultra», realizaría la primera travesía del Atlántico Sur, a manos de Ramón Franco, Ruiz de Alda, Rada y Durán. Versiones españolas del Breguet XIX, conocidas como «Superbidón» por su gran capacidad de combustible, protagonizaron también épicos vuelos, como el del «Jesús del Gran Poder» (Sevilla-La Habana) en 1929, hazaña de volar sin escalas hasta la capital cubana, y desapareció después al volar de La Habana a México.

A lo largo de su existencia, CASA ha fabricado diversos aviones con licencia extranjera, desde los Junkers Ju-52, Heinkel He-111, etc., hasta los modernos birreactores de combate Northrop F-5.

En 1946 creó una Oficina de Proyectos, y empezó a desarrollar aviones de concepción propia como los bimotores de transporte C-201, C-202 y C-207, algunos de ellos adoptados por el Ejército del Aire español.

Su mayor éxito llegó, sin embargo, con un moderno biturbohélice de transporte, el C-212 Aviocar, que se ha convertido en el avión español más exportado de la historia aeronáutica de nuestro país, además de fabricarse con licencia en Indonesia; la carrera del C-212, por lo demás, lejos de haber concluido, promete continuar brillantemente.

En 1970 CASA absorbió a La Hispano Aviación, otra empresa española con raigambre aeronáutica, y a ENMASA, fabricante de motores.

Hoy día, la empresa posee cinco factorías en Getafe, Ajalvir, Sevilla y Cádiz, y cuenta con una importante experiencia en la fabricación y revisión de aeronaves, así como una moderna tecnología en diversos campos de actividades.

Gestación

El 16 de setiembre de 1975 se firmó el contrato entre el Ministerio del Aire y Construcciones Aeronáuticas para el diseño, construcción de maquetas funcionales y de equipo, pruebas en túnel de viento y fabricación de dos células para pruebas estáticas y de fatiga de materiales, así como cuatro prototipos para ensayos en vuelo.

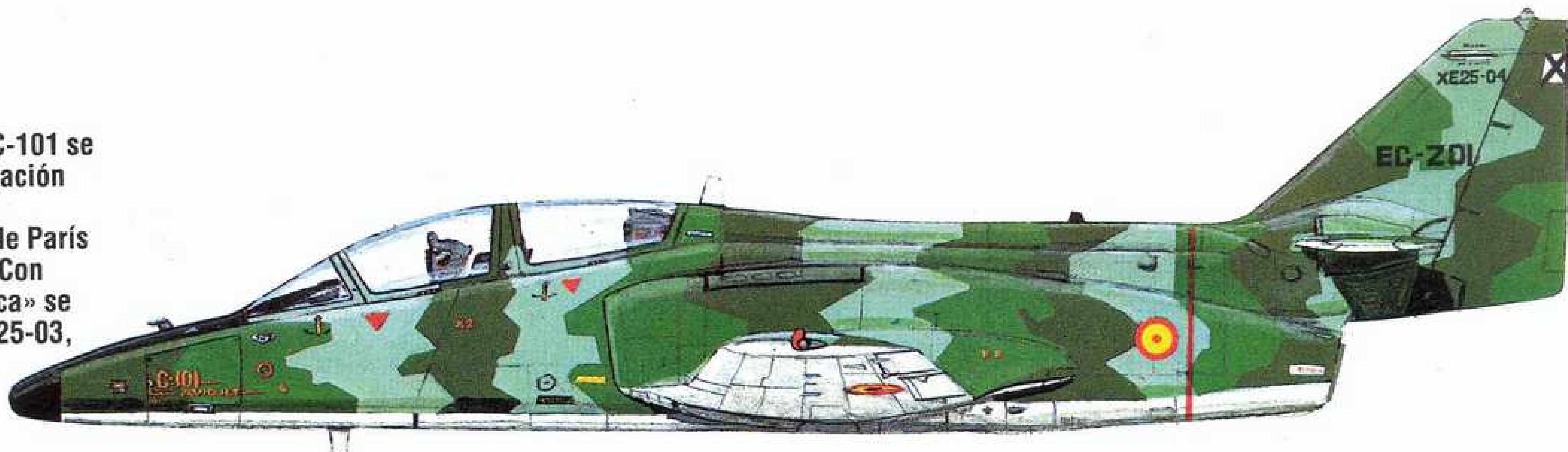
El verano del año anterior, la Oficina de Proyectos de CASA en Sevilla y los correspondientes departamentos en Madrid se habían ocupado intensamente, en diversos estudios de mercado (había que prever la posible exportación del nuevo avión), en las distintas filosofías de formación y entrenamiento de pilotos militares en otros países y en España, y sobre todo en serios trabajos de costes a fin de abordar desde una concepción realista el proyecto del futuro entrenador.

Desde el punto de vista del Ejército del Aire español, el nuevo avión debía sustituir no sólo a los Hispano HA-200 y 220 Saeta y Super-saeta, que por entonces eran los productos nacionales utilizados en las tareas de adiestramiento y ataque al suelo ligero, sino también al famoso Lockheed T-33, derivado biplaza del primer caza norteamericano a reacción, el F-80 Shooting Star, y uno de los entrenadores a reacción más difundidos en occidente.

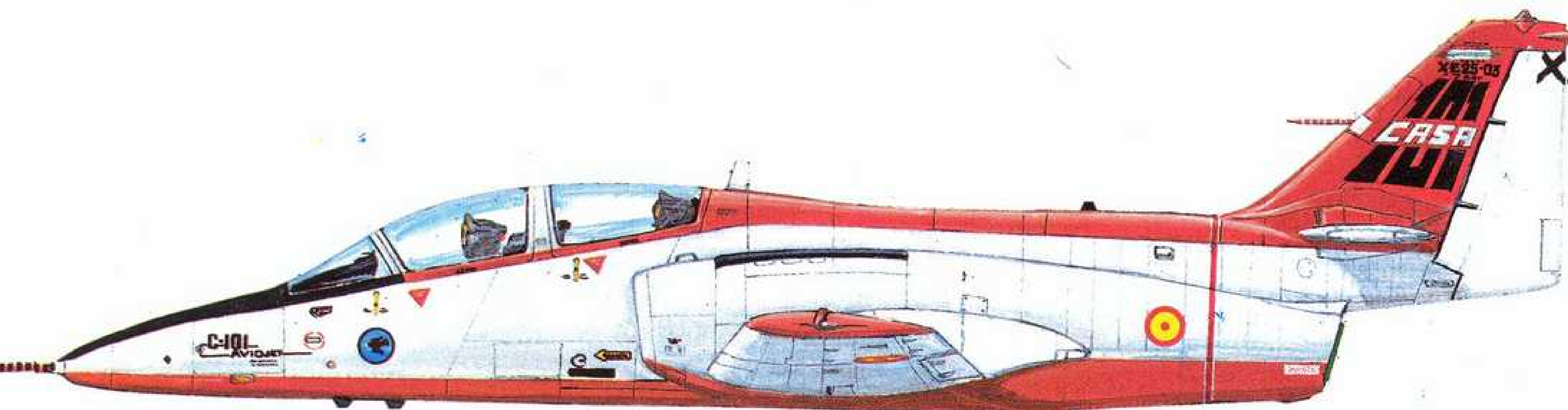
Eso significaba en la práctica que el C-101 no sólo debería ser económico y simple de mantener, sino que además tendría que volar como mínimo tan bien como cualquiera de los aviones citados.

La versión de entrenamiento de tiro dispondrá de seis puntos de amarre para cargas externas, con capacidad para 500, 375 y 250 kg en los soportes interiores, medios y exteriores, respectivamente. Pueden instalarse dos ametralladoras de 12,7 mm o un cañón de 30 mm en un módulo en la parte inferior del fuselaje (foto CASA).





La promoción internacional del C-101 se ha visto reforzada por su presentación en diversos acontecimientos aeronáuticos como los Salones de París o la Exhibición de Farnborough. Con este vistoso camuflaje «a la sueca» se presentó el tercer prototipo, XE-25-03, llevando matrícula civil.



El prototipo P3 quedó listo el 26 de enero de 1978 (la fecha prevista en el programa era el 1.º de febrero) y, al igual que el P2, incorporará seis puntos de carga subalares para ensayos de la versión de entrenamiento de tiro. El INTA dotó al P3 con un sistema de adquisición de datos que registraba simultáneamente 49 parámetros (ampliables a 151 en pruebas de motor).

Así, el avión quedó definido como de enseñanza básica y avanzada en vuelo subsónico, pero equipado con los equipos de bordo más modernos para facilitar el paso sin transiciones a reactores de combate. Debía poseer una buena aceleración, con vistas a acostumbrar a los futuros pilotos militares a las prestaciones de aparatos más avanzados; ser muy maniobrero a alta y baja cota, y finalmente, admitir factores de carga comprendidos entre + 7,5 y − 3,75 g. Por si ello fuera poco, el Aviojet debía ser capaz de aterrizar a 100 nudos (185 km/h) y mantenerse en vuelo invertido durante 20 segundos.

Otras cláusulas de la ponencia de definición, llevada a cabo por personal militar y de la empresa constructora, especificaban además que, como correspondía a su misión de entrenador, debería poseer gran visibilidad en los dos puestos de pilotaje, contar con un sistema de encapuchado del alumno para la enseñanza del vuelo sin visibilidad, y disponer, en aras de la seguridad, de asientos eyectables a altura y velocidad cero, es decir asegurar el escape de los dos tripulantes aun con el avión estacionado en tierra.

Otra condición previa era la ausencia de depósitos externos de combustible, que en todo caso no podrían ser fijos ni de punta de ala. Los depósitos internos deberían ser antiexplosivos.

Las definiciones concernientes al tren de aterrizaje abarcaban diferentes aspectos: debía proyectarse para operar a velocidades de descenso de 34 m/seg y poseer frenos de disco, sistema antideslizante, rueda delantera orientable y neumáticos de baja presión.

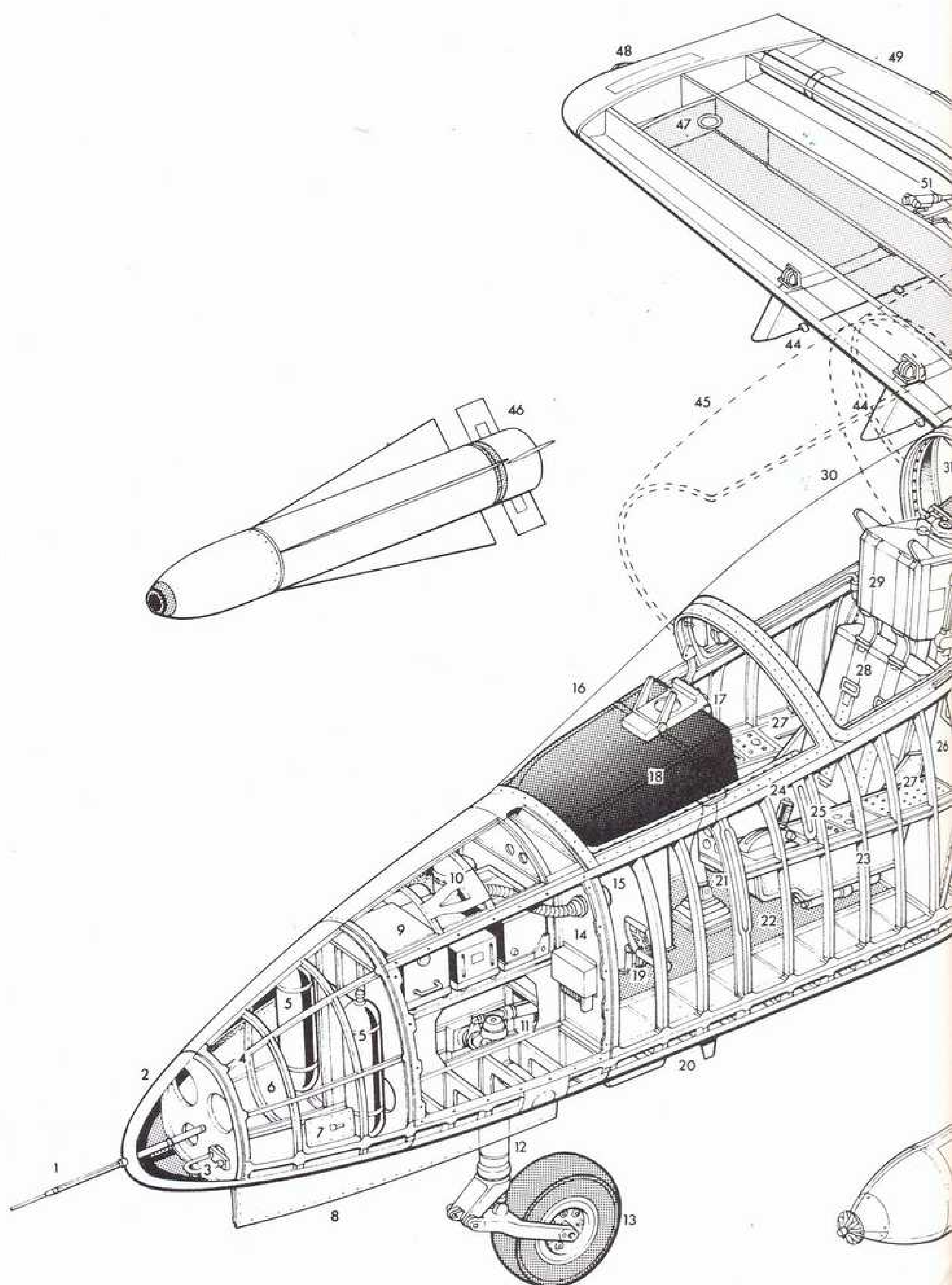
Los mandos del futuro avión debían incluir compensadores eléctricos e incrementadores en alabeo. El apartado de sistemas incluía la adopción de Tacan, VOR-ILS, UHF, VHF e IFF-SIF.

Finalmente, el documento de definición preliminar insistía en dos conceptos considerados esenciales: la mantenibilidad y la accesibilidad.

Concretadas pues las imposiciones preliminares, se procedió a la asignación de trabajos de diseño, en los que participaron las Oficinas de Proyectos de Madrid y Sevilla. Asimismo se requirió el concurso de la empresa alemana Messerschmitt-Bolkow-Blöhm, para el diseño de la estructura trasera del fuselaje, y la de la ameri-

Corte esquemático del CASA C-101 Aviojet (3.er Prototipo)

1 Tubo pitot
2 Cono de morro
3 Antena ILS
4 Estructura compartimiento morro
5 Botellas oxígeno
6 Alojamiento rueda delantera
7 Toma estática
8 Puertas rueda delantera
9 Compartimiento equipo eléctrico y radio
10 Toma de aire presurización
11 Martinete tren delantero
12 Pata Dowty Rotol tren delantero
13 Rueda delantera
14 Mamparo presurización cabina
15 Válvula presurización
16 Parabrisas sin bastidor
17 Unidad visor puntería (en cometidos de ataque al suelo)
18 Dorso panel instrumentos
19 Pedales timón dirección
20 Antena comunicaciones
21 Palanca mando
22 Suelo cabina
23 Costillas estructura delantera fuselaje
24 Palanca mando gases
25 Pestillos externos cubierta
26 Mamparo trasero cabina delantera
27 Consola lateral piloto
28 Asiento eyectable alumno, tipo Martin Baker Mk E 10 cero-cero
29 Arneses asiento
30 Cubiertas cabina, de apertura lateral
31 Parabrisas instructor
32 Dorso panel instrumentos cabina trasera
33 Bastidor intermedio de las dos cubiertas
34 Suelo cabina trasera
35 Alojamiento equipo eléctrico
36 Botella oxígeno
37 Unidad acondicionadora de aire
38 Martinete aerofreno
39 Toma de aire babor
40 Mamparo trasero presurización
41 Asiento eyectable Martin Baker instructor
42 Arneses seguridad
43 Depósito integral alar de estribor, capacidad 345 l
44 Soportes ala estribor
45 Posición abierta cubierta
46 Misil aire-tierra guiado por TV, Maverick AGM-65
47 Tapón llenado combustible
48 Luz navegación estribor
49 Alerón estribor
50 Compensador fijo alerón
51 Martinete hidráulico alerón
52 Varillas mando alerón
53 Rail guía flap
54 Eje torsión flap
55 Flap estribor





La experiencia anterior de CASA en reactores comenzó con la fabricación bajo licencia del caza táctico y entrenador de combate Northrop F-5 en sus versiones A monoplaza y B biplaza. CASA cuenta en la actualidad con factorías en Getafe, Ajalvir (motores), Tablada (Sevilla) y Matagorda (Cádiz), y colabora en diversos programas europeos como el satélite Ariane o la fabricación del Airbus (foto J. A. Guerrero).

56 Antena comunicaciones
57 Articulaciones varillas mando
58 Formero fijación fuselaje delantero
59 Depósito combustible fuselaje, tipo flexible (1 125 l)
60 Conducto drenaje capa límite
61 Tuberías sistema combustible
62 Tapón llenado combustible
63 Conductos alimentación acondicionador aire
64 Estructura conducto toma de aire
65 Alojamiento tren de aterrizaje principal
66 Formeros estructura fuselaje
67 Larguero superior
68 Antena Tacan
69 Estructura carenado espina dorsal
70 Registro acceso controles
71 Varillas mando empenaje
72 Toma de aire presión dinámica
73 Descarga de aire termopermutador motor
74 Carenado raíz deriva
75 Empenaje estribor
76 Timón de profundidad estribor
77 Registro de acceso borde de ataque deriva
78 Estructura deriva
79 Antena VOR
80 Antena comunicaciones
81 Luz anticolisión
82 Luz navegación cola
83 Descarga estática
84 Estructura, en «panal de abeja», timón de dirección
85 Articulaciones timón de dirección
86 Compensador timón de dirección
87 Varilla mando compensador
88 Timón de profundidad babor
89 Estructura, en «panal de abeja», timón de profundidad
90 Estructura empenaje babor
91 Mando articulación timón de profundidad
92 Conjunto articulación empenaje
93 Varilla mando timón de dirección
94 Carenado oclusión empenaje
95 Fijación larguero deriva
96 Martinete compensación empenaje
97 Estructura viga de cola en caja
98 Tobera motor
99 Paragolpes cola
100 Conducto expulsión de aire de derivación
101 Registros acceso motor
102 Turbofan Garret AiResearch TFE 731-2-2J
103 Accesorios motor
104 Álabes
105 Carenado borde de fuga raíz alar
106 Formero fijación sección trasera fuselaje
107 Registro de acceso bomba combustible
108 Larguero inferior
109 Acumulador hidráulico
110 Flap ranurado babor
111 Estructura dorso flap
112 Larguero trasero
113 Larguerillos estructura alar
114 Recubrimiento flap en fibra de vidrio
115 Estructura en «panal» flap
116 Martinete hidráulico flap
117 Alerón babor
118 Compensador fijo alerón
119 Recubrimiento en fibra de vidrio alerón
120 Estructura alerón en «panal»
121 Carenado en fibra de vidrio punta alar
122 Luz navegación babor
123 Tapón llenado depósito sección externa alar
124 Larguero central
125 Costillas estructurales ala
126 Soporte alar exterior
127 Costillas borde de ataque
128 Larguero frontal
129 Soporte subalar central
130 Depósito combustible integrado en sección externa alar (345 l)
131 Panel maquinado recubrimiento alar
132 Compuerta carenado pata tren principal
133 Pata Dowty Rotol tren de aterrizaje principal
134 Eje brazo oscilante
135 Rueda principal babor
136 Soporte subalar interior
137 Luz aterrizaje y carreteo retraída
138 Martinete retracción tren de aterrizaje
139 Tapón llenado depósito central alar
140 Depósito integrado sección central alar (585 l)
141 Compuertas alojamiento tren principal
142 Boca de llenado combustible a presión
143 Aerofreno ventral
144 Depósito napalm BLU-27
145 Dispersador bombas antipersonal Rockeye
146 Lanzacohetes LAU-68 para 5 proyectiles de 170 mm
147 Bomba HE (alto explosivo) Mk 82 de 225 kg

cana Northrop, que se encargó de las tomas de aire y del perfil alar, buscando la máxima eficiencia de ambos.

Pese a que desde un primer momento empezaron a perfilarse las soluciones estructurales y de diseño y los trabajos avanzaban a buen ritmo, subsistía una incógnita fundamental: la planta motriz adecuada. El documento de definición preliminar había preseleccionado varias alternativas propulsoras. Una comprendía dos reactores de doble flujo (Larzac 04 y Garret TFE-731), y otras dos reactores puros (GEJ85-4A y Rolls-Royce Viper 540), todos ellos con relaciones de empuje comprendidas entre los 1 340 y 1 675 kg. La elección de una u otra alternativa correspondía en principio a CASA, que debía considerar los motores y elaborar un informe sobre costos, comportamiento y mantenimiento; dicho informe había de ser estudiado posteriormente por el Ejército del Aire, que era quien tenía la última palabra en cuanto a la decisión.

Pronto se descartaron los reactores puros de General Electric y Rolls Royce por razones de costo y consumo de combustible, importante este segundo punto si se considera el escabroso tema, y más en la actualidad, de la relación consumo-hora de vuelo, fundamental en la vertiente económica del entrenamiento eficaz de pilotos militares.

La eficiencia y ahorro de combustible en los turbofan eran de todos conocidos. El TFE-731 de Garret se estudió detenidamente, y más teniendo en cuenta que CASA conocía el buen resultado de los motores Garret (el Garret TPE-331 equipa al C-212 Aviocar). Pese a todo, la planta motriz propuesta sólo había sido instalada en aviones civiles, como el Falcon 20, y se ignoraba su comportamiento en un avión que tuviera que cumplimentar las misiones exigidas al Aviojet.

El SNECMA Larzac 04, que equipa al Alpha Jet, es un motor fiable pero adolece de menor empuje y un 50 % más de consumo específico que el motor americano.

Finalmente se escogió el Garret, ya que, aparte de las seguridades ofrecidas en cuanto a la implantación en el Aviojet de su planta impulsora, pesaron otros condicionantes. El turbofan Garret TFE-731-2 de alta relación de derivación (2.82:1) se beneficia de una estudiada construcción modular que facilita su mantenimiento, pesa 327 kg y desarrolla un empuje máximo de 1 587 kg al nivel del mar. Asimismo destaca su bajo consumo específico, cifrado en 0,22 kilos/hora/kilo empuje, como también su excelente comportamiento bajo factores de carga elevados.

La adopción del TFE-731-2 acarreó modificaciones sustanciales en las maquetas para pruebas estáticas y de ubicación de componentes, que ya se estaban produciendo. La importante cantidad de aire que admite este tipo de turbofan obligó a rediseñar y ampliar tanto las tomas de aire como los conductos del mismo al motor. De igual modo, el considerable diámetro del motor impuso la remodelación de su emplazamiento, aunque en tal operación se ganó en capacidad de combustible, hasta superar las más optimistas previsiones en cuanto a autonomía y alcance.

En esta bella instantánea aparecen en vuelo los dos primeros prototipos del Aviojet; la perspectiva permite apreciar la excelente visibilidad de que gozan sus tripulantes. La foto es anterior a la adopción del LERX, la extensión triangular de la raíz del borde de ataque (foto Construcciones Aeronáuticas, SA).



Comienzan las pruebas

El proyecto C-101 ganaba el entusiasmo de quienes estaban involucrados en él y los trabajos avanzaban a ritmo acelerado, incluso superando las fechas previstas para cada etapa de diseño. Tal premura hizo necesaria la unificación de los equipos de diseño, trasladándose el personal sevillano a la oficina de proyectos madrileña.

Completadas las maquetas estáticas, se estructuraron las pruebas en túneles de viento, la primera de las cuales tuvo lugar en el túnel n.º 1 del INTA (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas»), cumplimentándose en él las pruebas de baja velocidad con un modelo a escala 1/7. A continuación se efectuaron las pruebas de alta velocidad en el túnel supersónico del Royal Aeronautical Establishment de Bedford, Inglaterra, y el proceso se concluyó en Lille, Francia, donde el Aviojet sufrió los test de comportamiento en barrena por medio de una maqueta a escala 1/18.

Mientras la máquina era sometida a procesos similares, los hombres que debían probarla se preparaban para llevar a cabo su misión. Los comandantes Verano y Delgado de CASA, Richard Thomas de Northrop y dos pilotos del 406.º Escuadrón del INTA, se desplazaron a Garret Corporation en Phoenix (Arizona), donde debían seguir un cursillo de habituamiento a las características de la planta motriz.

Tras múltiples ensayos de rigidez estructural, desarrollados en Getafe, y ensayos de funcionamiento de equipos, y tras los refinamientos y correcciones debidos a esos trabajos, se celebró en la factoría de Getafe la salida de hangar del prototipo P1, matriculado XE-25-01. Era el 28 de mayo de 1977.

El 27 de junio, cuatro días antes de la fecha prevista, el P1 despegó, pilotado por el coronel De la Cruz Jiménez. El vuelo, en el que simplemente se intentaba comprobar la obediencia de los mandos y en el que ni siquiera, para más seguridad, se replegó el tren de aterrizaje, demostró que el nuevo avión era una máquina muy maniobrera, hasta el punto de que los dos Saeta del 406.º Escuadrón que le acompañaban como aviones de escolta se las vieron y desearon para seguir al C-101, pintado de rojo y blanco, en los virajes que efectuaba.

Al día siguiente se llevó a cabo un segundo vuelo de pruebas, en el que ya se replegó el tren de aterrizaje, y en el que se efectuaron comprobaciones de velocidad, ajustando la del C-101 a la real de los Saeta de acompañamiento. El día 29 se presentó el Aviojet oficialmente, en un acto al que asistió el Rey don Juan Carlos. Seguidamente comenzaron los ensayos preliminares, que totalizaron 80 vuelos y 107 horas, a lo largo de las cuales se comprobaron diversas prestaciones, cualidades de vuelo, sistemas, etc. El 30 de setiembre voló el prototipo P2.

Una vez entregados los informes preliminares del INTA al Ministerio del Aire, se pasó al análisis y corrección de defectos, como la ausencia de señales naturales de entrada en pérdida cuando el avión se encontraba con configuración sucia, la inefectividad de los flaps a partir de 30 grados y la tendencia al encabritado cuando se accionaba el aerofreno ventral. En cambio, la respuesta eficaz a los mandos, excelente comportamiento acrobático, buena estabilidad longitudinal, total ausencia de vibraciones de flameo en la envolvente estudiada, y otras características altamente positivas, condujeron a que el informe del INTA resultara plenamente favorable. Por otro lado, los defectos observados tenían cómoda solución.

El P2 voló provisto de instrumental más avanzado para registrar las evaluaciones en vuelo y principalmente medir el comportamiento real del turbofan. El prototipo P3, disponible desde el 26 de enero de 1978, incorporó, como el P2, seis soportes subalares para el ensayo de las cargas militares necesarias en su misión de entrenador de armas. El P4, que ya puede ser considerado como ejemplar de preserie, voló el 17 de abril, 14 días antes de la fecha prevista. A

lo largo de las pruebas se llevó a cabo la paulatina adopción de modificaciones; el P2 montó ya el ala definitiva con la extensión de la raíz del borde de ataque (LERX), y el P3 el aerofreno de configuración final. Durante la fase de «puesta a punto», se instaló un sistema de aviso de entrada en pérdida, nuevo aerofreno, rediseño del perfil de los timones de profundidad, mejoras en los sistemas, modificaciones en la accesibilidad, se optimizaron los dispositivos de escape en emergencia, se amplió el dominio en los límites de factor de carga, etc.

Todas estas mejoras condujeron a que, a finales de 1978, el INTA concediera la Homologación de Tipo, con el número 530/78/1. Desde ese momento, los cuatro XE-25 han efectuado 1 165 vuelos, a lo largo de los cuales totalizan 1 714 horas de vuelo (cuando el total de horas de vuelo previstas era de 1 500), llevando a cabo diversos tipos de ensayos y pruebas de sus futuros cometidos.

Mayoría de edad

La «suelta» internacional del C-101 no desmereció en absoluto la calidad del producto. Siguiendo la tradición viajera de su hermano mayor C-212 Aviocar, y consiguiendo, como él, unas altas cotas de interés y expectación, el Aviojet participó en dos Salones de Le Bourget y en una Exhibición Aérea de Farnborough, en la que apareció vestido «a la sueca», es decir, con un esquema de camuflaje más parecido al de un Viggen que al de un avión propio de las cálidas tierras españolas. También fue el centro de atención en varias demostraciones ante delegaciones extranjeras y nacionales.

Finalmente, el 17 de marzo de 1980 tuvo lugar la entrega oficial de los cuatro primeros aviones de serie al Ejército del Aire, para su utilización por el 793.º Escuadrón de la Academia General del Aire de San Javier. Estos cuatro aparatos, matriculados 793-01/02/03/04, constituyen la punta de lanza de los 60 aviones que, antes de julio de 1983, tienen que ser entregados al Cuartel General del Aire, según estipula el contrato. El ritmo inicial de entrega del E-25 «Mirlo», designación militar del C-101, fue de un ejemplar al mes, incrementándose a partir de la 24.ª unidad a una cadencia de cuatro aparatos mensuales.

El «Mirlo» constituye uno de los eslabones fundamentales en la instrucción y capacitación de pilotos del Ejército del Aire español. La primera etapa que debe superar una alumno consiste en cumplimentar 40 horas de vuelo en un avión elemental y ligero. Para esta primera fase selectiva se está estudiando la adopción del FAES (Futuro Avión de Enseñanza Selectiva), que puede concretarse en otro producto nacional, el CASA-102.

La 2.ª fase, o fase básica, se lleva a cabo en el E-25 «Mirlo», a bordo del cual el alumno debe realizar 150 horas de vuelo, tras las que obtiene el título de piloto militar.

La tercera fase o de especialización comporta el vuelo en los aviones previstos para cada curso; bien el de helicópteros (60 horas en Bell-205), bien el de transporte (100 horas en Aviocar) o bien el de combate (120 horas en el FACA, Futuro Avión de Combate y Ataque).

Como hemos visto someramente, la inclusión del C-101EB (Entrenamiento Básico) en un programa de adiestramiento es un hecho plenamente conseguido. La otra alternativa del Aviojet es el C-101ET (Entrenador de Tiro) que, como aventura privada de Construcciones Aeronáuticas, se ha desarrollado a partir de los prototipos adquiridos por el Ejército del Aire.

En esta configuración, se ha dotado al avión de modernos sistemas que lo capacitan para su cometido. El aspecto exterior del avión ha sufrido diversas variaciones, destacando la adopción de dos aletas caudales para mejorar la estabilidad y optimizar al C-101 como plataforma de tiro, y la adición de una góndola ventral, diseñada por CASA, que contiene dos ametralladoras de 12,7 mm o un cañón DEFA de 30 mm. Asimismo, cuenta con seis soportes subalares que pueden cargar hasta un máximo de 2 000 kg en diversas combinaciones de armas.

Naturalmente, esta variante capacita al C-101 para llevar a cabo misiones de interceptación, patrulla armada, apoyo aéreo cercano y Co-In (antiguerrilla). Como alternativas de armamento, el C-101ET puede cargar dos bombas de 500 kg, cuatro de 375 o seis de 250; cuatro bombas napalm BLU-27; seis contenedores de bengalas SUU-25; seis lanzacohetes, cada uno de ellos con 18 proyectiles de 68 mm o con 19 proyectiles de 70 mm; seis lanzacohetes con 4 proyectiles de 127 mm, e incluso dos misiles AIM-9 Sidewinder o blancos remolcados.

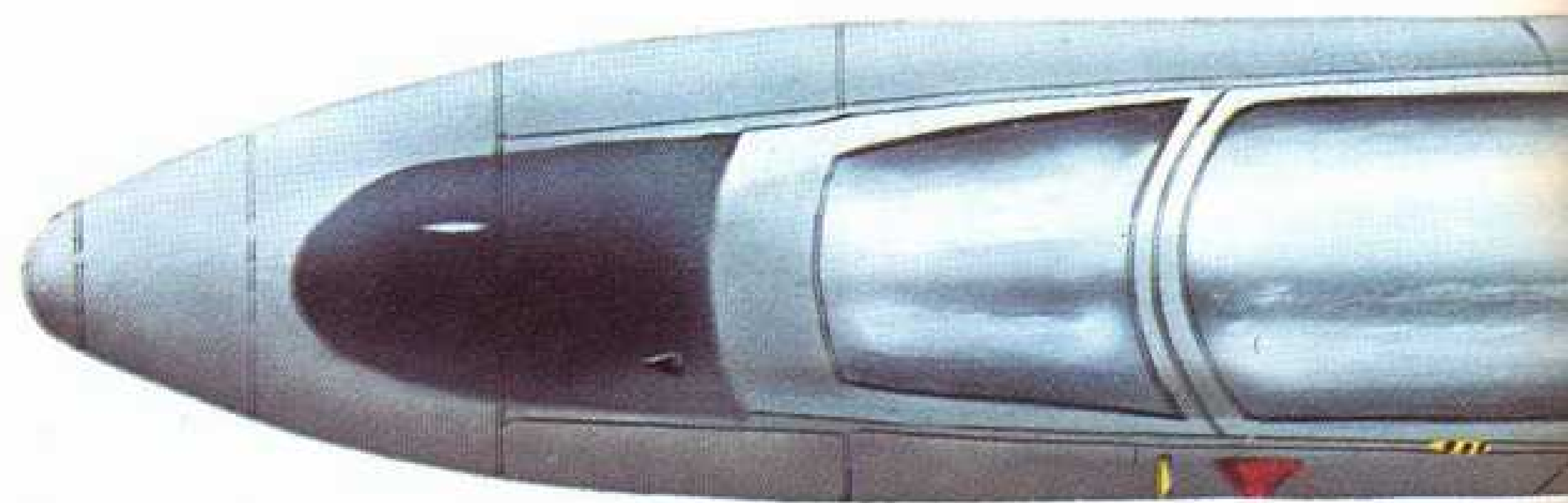
En configuración clásica de armamento, una típica misión de combate de interdicción lo-lo-lo (*low-low-low*, es decir que tanto la aproximación como el ataque y el regreso los efectúa en vuelo a baja cota) consistente en un vuelo de 185 km, a un régimen de empuje máximo continuo y una permanencia de 5 minutos sobre el objetivo, podría llevarse a cabo con la siguiente carga: cuatro bombas Br 250 de 250 kg, dos lanzacohetes de 19 proyectiles y, como armamento fijo, el cañón DEFA de 30 mm. Se ha adoptado también el visor de puntería RGS 2 de Saab, que equipa en la actualidad a los F-5 neerlandeses, al MB-339, al Saab-105 y a la versión de exportación del Hawk.

Además de los cometidos de entrenamiento y ataque al suelo, el C-101 puede realizar una serie de misiones complementarias, como el reconocimiento fotográfico, la cobertura electrónica ECM/ELINT (contramedidas/espionaje electrónico), patrulla armada y vigilancia de fronteras. Tal variedad de cometidos lo ha convertido en tema de interés para numerosas fuerzas aéreas, además de la española. Un posible nuevo usuario es la Fuerza Aérea Mexicana (foto CASA).



Construcciones Aeronáuticas S.A. C-101 EB Aviojet


Especificaciones técnicas
Tipo: entrenador básico biplaza
Propulsión: un turbofan Garret-AiResearch TFE-731-2-25 sin poscombustión, de 1 588 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima (en configuración limpia) Mach 0,8; trepada en despegue 1 097 m por min; techo de servicio 12 900 m; alcance 3 750 km; autonomía 7,5 horas; carrera de despegue 670 m; de aterrizaje 530 m
Pesos: básico operacional 3 045 kg; máximo en despegue 4 900 kg; máximo autorizado 5 600 kg
Dimensiones: envergadura 10,60 m; longitud 12,25 m; altura 4,25 m; superficie alar 49,24 m^2







Este es el primer C-101 de la Fuerza Aérea Chilena, donde recibe el más belicoso apodo de T-36 Halcón. El T-36 sustituirá en la FACH al viejo entrenador americano Beechcraft T-34 Mentor. Se han entregado ya una docena de ejemplares de este primer lote de exportación del Aviojet, correspondientes a la versión ET, y el ritmo de fabricación previsto es de 8 ejemplares al año, coproducidos por CASA y la FACH, hasta un total de 50.


401
401

A-Z de la Aviación

Antonov An-10 «Cat»

Historia y notas

El cuatrimotor pesado de transporte **Antonov An-10 «Cat»** fue desarrollado a partir del An-8 en respuesta a una especificación de la Aeroflot relativa a un transporte susceptible de operar desde campos mal preparados y en vuelos de medio y largo alcance, con capacidad para 75 pasajeros.

El prototipo, que voló por primera vez el 7 de marzo de 1957, se diferenciaba del An-8 por disponer de un fuselaje monocoque de sección circular de nuevo diseño y de una unidad de cola más baja, provista de una aleta ventral. Mantenía la aleta dorsal del An-8 y también las alas eran semejantes, aunque con un marcado diedro negativo en sus secciones exteriores.

Los aviones de preserie fueron provistos de cuatro turbohélices Kuznetsov NK-4 de 3 996 hp, pero los modelos de serie, que empezaron a entrar en servicio en la Aeroflot durante el verano de 1959, disponían de motores Ivchenko AI-20. La tripulación normal era de cinco personas, y en la cabina se había previsto acomodo para un máximo de 85 pasajeros. Como la única aleta ventral no era suficiente para evitar cierto número de problemas relativos a la estabilidad lateral, fue suplementada, al cabo de un cierto tiempo, por dos pequeñas aletas verticales en las puntas del empenaje.

El modelo **An-10A** alargado voló su primer servicio registrado en Aeroflot en febrero de 1960. Se había insertado una sección adicional (2 m) a su fuselaje, incrementando con ello su capacidad de pasaje hasta 100 personas. La mayor parte de los An-10A habían sustituido la aleta ventral y las del empenaje, por dos aletas ventrales biseladas hacia fuera.

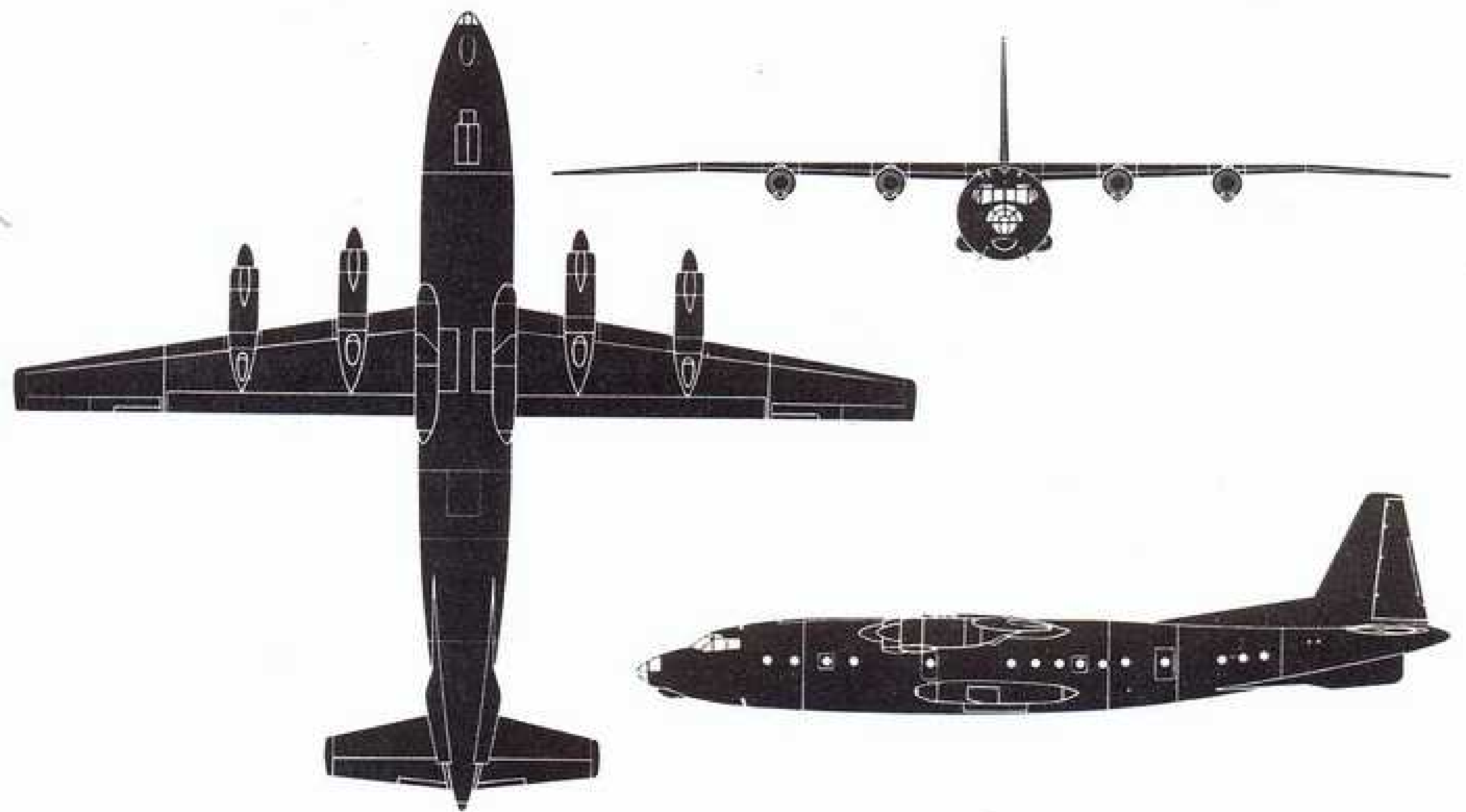
Se construyeron unas 200 unidades entre el An-10 y el An-10A, estableciendo este último, en 1960 y 1961, una serie de récords internacionales de transporte de carga útil a distancia. En su momento de mayor actividad, los An-10 y An-10A constituían la columna vertebral de muchos de los servicios de la Aeroflot. Su fabricación se detuvo a principios de los años sesenta; y en 1972, como consecuencia de una serie de accidentes debidos a fallos estructurales, el modelo fue retirado del servicio en la Aeroflot.

Tanto el An-10 como el An-10A habían recibido el nombre de «Ukraina» en homenaje al hecho de que en Kiev, la capital de Ucrania, se hallaba radicada la oficina de diseño de Antonov.

En 1963 voló una versión experimental de gran densidad del An-10A, conocida como **An-10V** (designación de la oficina de diseño **An-16**). De esta versión, que disponía de espacio para 132 pasajeros, solamente se construyó un único prototipo. Sin embargo, en las rutas de Moldavia y Ucrania se emplearon versiones de gran densidad del An-10A, con espacio para 110 pasajeros.

Especificaciones técnicas

Antonov An-10 y An-10A
Tipo: transporte comercial
Planta motriz: cuatro turbohélices Ivchenko AI-20 de 3 996 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 680 km/h; velocidad económica de crucero 670 km/h a 8 000 m; techo de servicio 12 000 m; autonomía con carga máxima de combustible 4 075 km
Pesos: máximo en despegue An-10 54 000 kg, An-10A 55 100 kg
Dimensiones: envergadura 38 m; longitud 35 m (An-10A 37 m); altura 9,38 m; área alar 121,73 m^2



Antonov An-10A.



Uno de los primeros Antonov An-10A (provisto de una sola aleta ventral y de triple deriva) efectúa la aproximación final hacia la pista de aterrizaje. Nótese el morro acristalado de bombardero.

Antonov An-12 «Cub-A»

Historia y notas

Simultáneamente al An-10, se desarrolló el **An-12 «Cub-A»**, un transporte muy similar previsto para el servicio en las Fuerzas Aéreas Soviéticas. La diferencia principal radicaba en su fuselaje posterior completamente nuevo, levantado para incorporar puertas y rampas de carga que permitiesen la carga directa de vehículos. También se había incluido un puesto de artillero en el extremo de cola, situado justo debajo del borde de ataque del timón. El An-12 se convirtió en un transporte estándar para carga y paracaidistas usado por las Fuerzas Aéreas Soviéticas; en 1980 todavía quedaban en servicio unos 500-600 ejemplares, además de una pequeña cantidad de aviones **An-12 «Cub-B»** de inteligencia electrónica (Elint) y **An-12 «Cub-C»** de contramedidas electrónicas. El «Cub-B» está provisto de una serie de radomos ventrales, mientras que el «Cub-C» dispone de otros radomos,



Los orígenes del An-12, proyectado para cumplir funciones militares y de suministros, se evidencian en el tren de aterrizaje para carga pesada y en la cola levantada, provista de rampa posterior (foto Aviation Letter Photo Service).

entre ellos uno dispuesto en lugar del cañón doble de cola de 23 mm correspondiente al «Cub-A». También se ha suministrado An-12 a las fuerzas aéreas de países tales como Argelia, Bangla Desh, Egipto, India, Indonesia, Iraq, Polonia, Sudán, Siria y Yugoslavia.

En 1965, se exhibió en el Festival Aéreo de París una versión civil del An-12, que disponía de un sistema diferente de puertas, situadas en la parte baja del fuselaje y plegables para permitir el empleo de una rampa desmontable para la carga y descarga. Entre la bodega principal de carga, a popa, y la cabina de mando, se había acondicionado una zona presurizada que permitía acomodar un total de 14 pasajeros. Este An-12, mixto de carga y pasaje, entró en servicio en la Aeroflot en febrero de 1966; en estas unidades se suprimió el puesto del ametrallador de cola, que fue sustituido por un carenado. Desde aquella fecha, se ha suministrado a varias líneas aéreas An-12 civiles con una distribución similar de carga y pasaje.

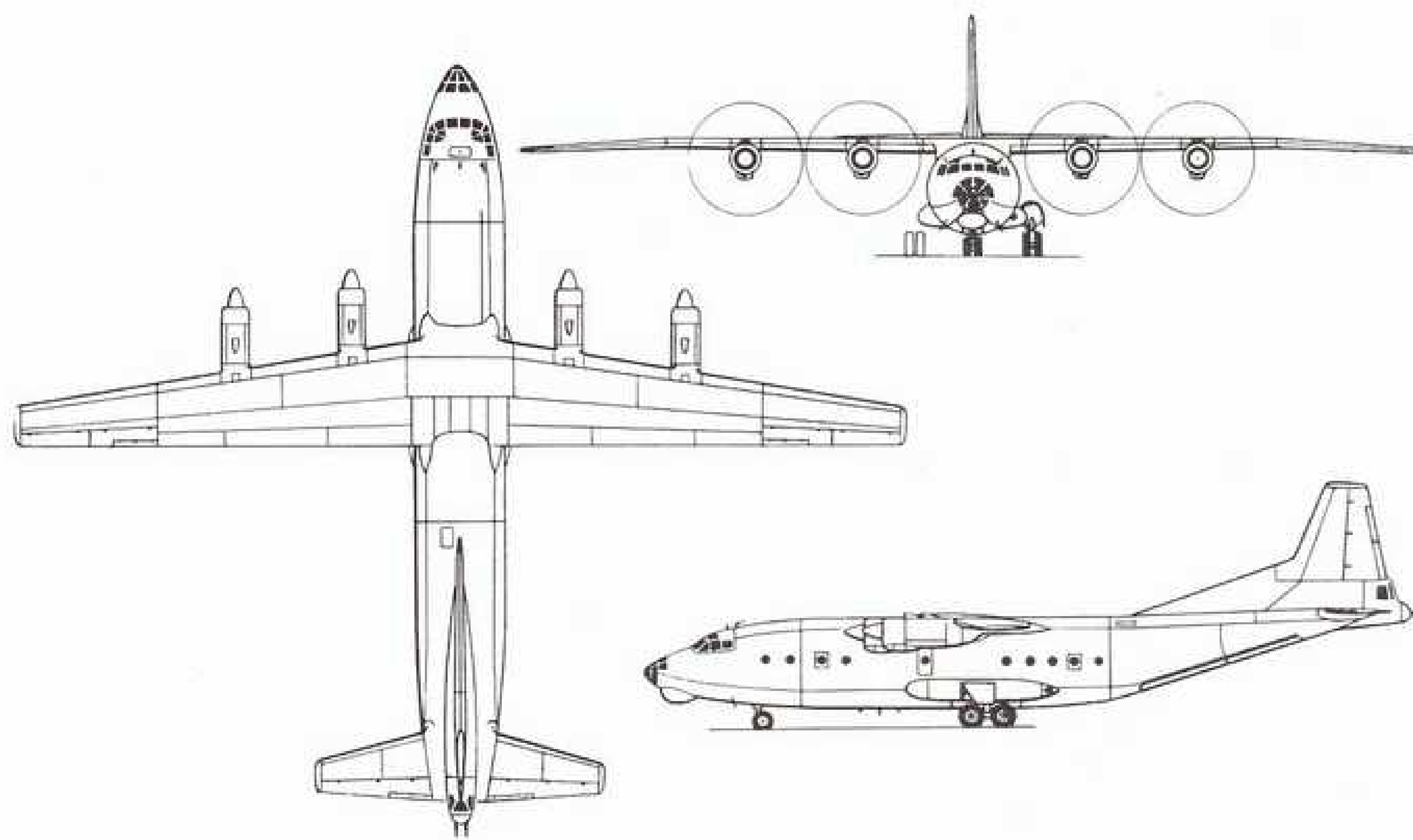
La producción cesó en 1973, cuando se habían fabricado unos 850 An-12 para diferentes usuarios civiles y militares. A principios de 1980 el principal usuario eran las Fuerzas Aéreas Soviéticas, que mantenían aproximadamente 600 aviones de este tipo en servicio.



Antonov An-12 de las líneas aéreas búlgaras Balkan.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte mixto para carga y pasaje
Planta motriz: cuatro turbohélices Ivchenko AI-20K de 4 000 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 600 km/h; velocidad de crucero 550 km/h a 7 620 m de altitud; techo de servicio 10 200 m; autonomía con una carga útil de 10 000 kg y 1 h de combustible de reserva 3 400 km
Pesos: normal en despegue 54 000 kg; máximo en despegue 61 000 kg
Dimensiones: envergadura 38 m; longitud 33,10 m; altura 10,53 m; superficie alar 121,70 m^2
Usuarios: Aeroflot, Air Guinée, Balkan Bulgarian Airlines, CAAC, Egyptair, Iraqi Airways, y LOT Polish Airlines entre otros usuarios civiles



Antonov An-12 «Cub-A».

Antonov An-13

Historia y notas

La oficina de diseño Antonov destacó al principio en la construcción de aviones para vuelo a vela y planeadores. El **A-13** fue un planeador acrobático y entrenador avanzado, aparecido en 1958, que alcanzó varios récords. A partir del modelo inicial se desarrolló el **A-13M**, provisto de un motor de baja potencia. El A-13M voló por primera vez en el invierno del año 1960, y fue el punto de partida para el desarrollo del avión ligero **An-13.** Una versión motorizada del **A-11**, similar al A-13 pero provista de alas de mayor envergadura para altas prestaciones, fue designada **An-11.**

Antonov An-14/-28

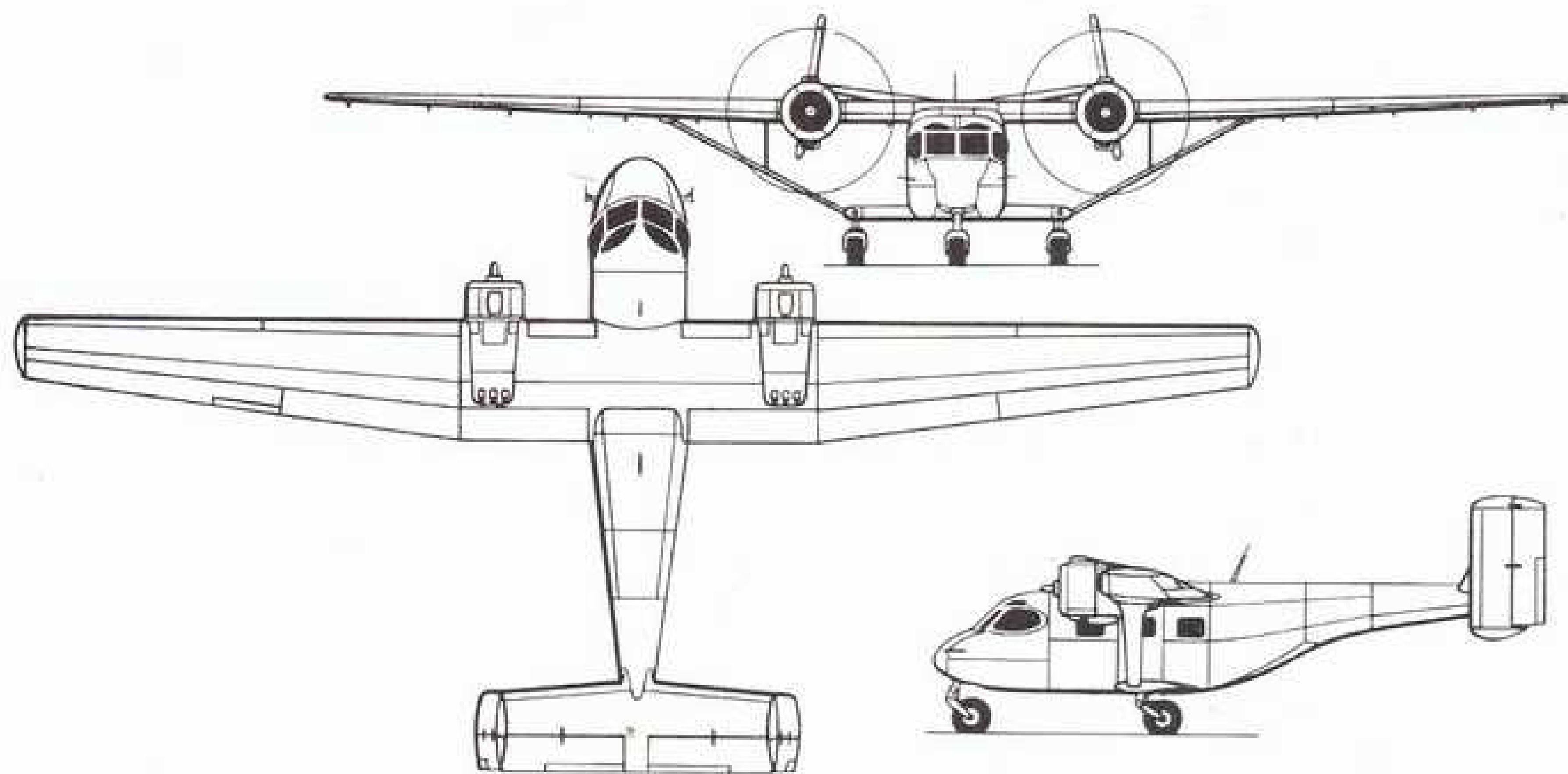
Historia y notas

El **Antonov An-14 «Clod»** fue proyectado en 1957 como avión STOL (de corto despegue y aterrizaje), de enlace y transporte de carga con características de manejo muy sencillas, que permitía que fuera pilotado por personas inexpertas. Provisto de un ala arriostrada con montantes de gran extensión y de doble deriva, el diseño parece haberse inspirado en el transporte francés Hurel-Dubois de principios de los años cincuenta, un proyecto experimental que también condujo a los Short Skyvan y 330 británicos.

El desarrollo del An-14 se retrasó, de forma que no entró en servicio hasta 1965. Las versiones de serie se caracterizaban por una cola de diseño muy distinto al del prototipo; asimismo se modificaron la planta alar y la disposición de los mecanismos de alta sustentación. El morro fue alargado ligeramente, y en la parte posterior del fuselaje se dispuso una puerta de carga de doble hoja.

Si la evolución del An-14 fue lenta, su versión provista de turbohélices, el **An-28 «Cash»**, todavía la superó en lentitud. Se anunció en 1967 que se había iniciado el desarrollo de una versión provista de turbohélices, pero el primer prototipo, designado **An-14M**, no voló por primera vez hasta setiembre de 1969 en Kiev. Propulsada por dos turbohélices TVD-850 de 810 hp, la nueva versión fue alargada para dar acomodo a un máximo de 15 pasajeros, con un peso a plena carga de 5 600 kg. Un prototipo de serie de este avión fue exhibido en 1974, en cuyo momento se anunció el cambio de denominación por el de An-28. La prensa soviética ha informado de que la Aeroflot tenía previsto el empleo del An-28 como avión de enlace a partir de 1980. La producción en serie se realiza en los talleres de la P.Z.L., en Polonia.

Todas las variantes del An-14 y del An-28 comparten la misma disposición del fuselaje del tipo góndola y larguero, que permite un acceso fácil en su papel de avión de carga. Las alas



Antonov An-14.



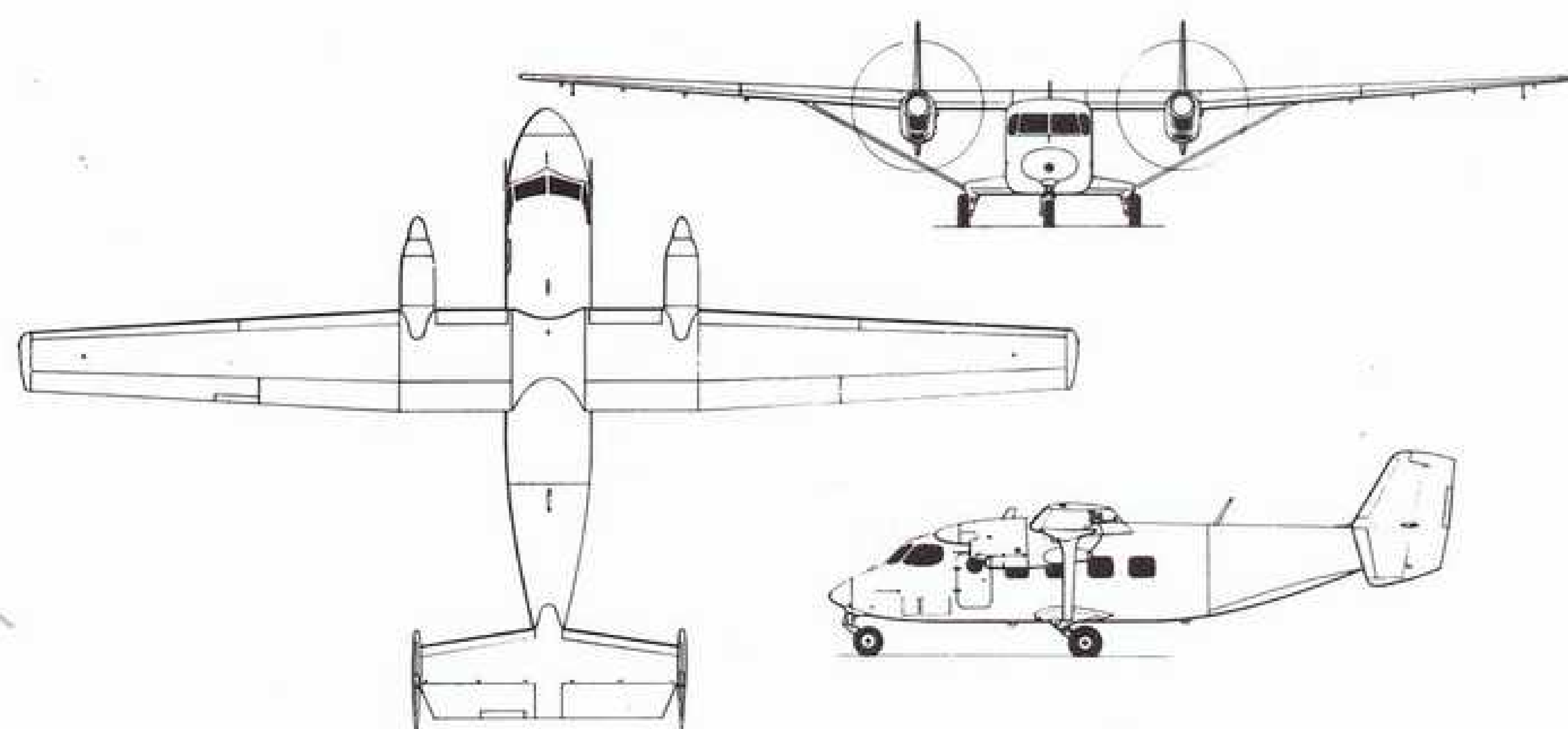
Las excelentes características STOL y los fiables motores del Antonov An-14 lo configuran como el transporte ideal para operar en las zonas boscosas de la URSS, donde el número de pasajeros es pequeño y no existen pistas de aterrizaje pavimentadas (foto M.B. Passingham).

de implantación alta están provistas de flaps y slats de doble ranura en toda la envergadura; los alerones están situados en la sección exterior de los flaps.

Especificaciones técnicas

Antonov An-14
Tipo: transporte ligero STOL
Planta motriz: dos motores radiales Ivchenko AI-14RF de 300 hp
Prestaciones: velocidad de crucero, a 2 000 m, 170-180 km/h; autonomía máxima con seis pasajeros o 570 kg de carga útil 650 km; techo de servicio 5 000 m; carrera de despegue 100-110 m; carrera de aterrizaje 110 m
Pesos: vacío 2 600 kg; normal en despegue 3 450 kg; máximo en despegue 3 630 kg
Dimensiones: envergadura 22 m; longitud 11,36 m; altura 4,63 m; superficie alar 39,72 m^2

Antonov An-28
Tipo: transporte ligero STOL
Planta motriz: dos turbohélices Glushenkov TVD-10V, construidos por P.Z.L., de 960 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 350 km/h; velocidad económica de crucero 300 km/h; autonomía máxima con 20 pasajeros 510 km
Pesos: vacío 3 500 kg; máximo en despegue 6 100 kg
Dimensiones: envergadura 22,06 m; longitud 12,98 m; altura 4,60 m; superficie alar 40,28 m^2



Antonov An-28.

Antonov An-22

Historia y notas

La URSS se ha visto siempre enfrentada al difícil problema del transporte de carga a través de su vasto territorio: la dificultad no sólo estriba en las largas distancias a recorrer, sino también en la gran diversidad geográfica y en la necesidad de abastecer adecuadamente incluso zonas en las que apenas existen, o faltan en absoluto, rutas de superficie. El transporte aéreo ha permitido solucionar este problema, lo que explica el motivo por el que se han desarrollado tan considerablemente en la URSS los aviones para el transporte de cargas pesadas y los mixtos de pasaje y carga.

A principios de 1962 se encomendó a la oficina de diseño Antonov el proyecto de un avión capaz de transportar cargas pesadas y voluminosas a larga distancia, con capacidad, además, para operar desde toda una gama de aeródromos de circunstancias. El prototipo del **Antonov An-22 Antei «Cock»** voló por primera vez el 27 de febrero de 1965, y fue exhibido por primera vez ante la industria aeroespacial occidental en el Festival Aéreo de París, unos cuatro meses más tarde. Es casi seguro que el ejemplar exhibido era el prototipo del modelo; se sugirió por aquel entonces que, además de las funciones de transporte pesado, el An-22 podía desarrollar las de avión de línea civil, mediante la conversión en cabinas de pasaje de las cubiertas alta y baja, con capacidad para un total de 724 pasajeros. Dos años más tarde, de nuevo en el Festival de París, llegó la noticia de que esta última propuesta había sido abandonada.

El proyecto presentado por Antonov para cumplimentar las especificaciones recibidas, consistía en un gran avión totalmente metálico con una configuración monoplana de ala alta a la que se habían incorporado flaps de borde de fuga de gran envergadura y doble ranura. El fuselaje, de gran capacidad, tenía la sección posterior elevada y provista de una gran puerta con rampa para la carga directa de vehículos; la posibilidad de fijar al suelo unos soportes retráctiles instalados en un punto del fuselaje cercano a la articulación de la puerta, permitía reforzar la estabilidad del aparato durante este tipo de operaciones. La doble deriva se extendía por encima y debajo del empenaje, con los timones de profundidad dispuestos también en dos mitades. El tren de aterrizaje era del tipo triciclo retráctil, proyectado para operar también fuera de las pistas de aterrizaje: la pata de proa dispone de dos ruedas y es orientable; las patas principales consisten en tres unidades en tándem, cada una provista de dobles ruedas con suspensión de palanca; de este modo, en tierra el An-22 se sostiene sobre no menos de 14 ruedas. La presión de los neumáticos de estas ruedas puede ajustarse en vuelo o en tierra, para obtener las mejores prestaciones según las condiciones de cada pista en particular. Es posible su utilización incluso desde pistas de césped.

La planta motriz del An-22 de serie consiste en cuatro motores a turbohélice Kuznetsov, cada uno de los cuales mueve un par de hélices de cuatro palas contrarrotatorias. Se ha previsto acomodo para cinco o seis tripulantes, y al igual que en muchos otros aviones soviéticos de transporte, se ha dispuesto en la parte delantera del fuselaje y a popa de la cabina de mando, una pequeña cabina de pasaje, con capacidad máxima para 28 o 29 plazas.

El An-22 ha batido muchos récords carga útil/altura y velocidad/carga útil y es todavía el único avión soviético capaz para transportar un carro de combate T-62 del Ejército. Está en servicio tanto en la Aeroflot como en las Fuerzas Aéreas Soviéticas.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte pesado para largas distancias
Planta motriz: cuatro turbohélices Kuznetsov NK-12MA de 15 000 hp
Prestaciones: velocidad máxima 740 km/h; velocidad de crucero 560-640 km/h; autonomía con carga máxima 5 000 km; autonomía con carga máxima de combustible y 45 000 kg de carga útil 10 950 km
Pesos: vacío y equipado 114 000 kg; máximo en despegue 250 000 kg
Dimensiones: envergadura 64,40 m; longitud 57,80 m; altura 12,53 m; superficie alar 345 m^2

Las proporciones, monstruosas desde cualquier punto de vista, del Antonov An-22 se ajustan de hecho a las específicas necesidades previstas por las autoridades soviéticas.

La culminación de la filosofía del diseño de Antonov en aviones de transporte pesados propulsados mediante turbohélices es el Antonov An-22, que en los años ochenta ha entrado en servicio, en cantidades limitadas, en la Aeroflot y las Fuerzas Aéreas soviéticas, empleado en el primer caso en un programa de explotación de recursos, y en el segundo como transporte estratégico pesado.

Antonov-An 24

Historia y notas

Para atender las especificaciones concernientes a un transporte civil de corto alcance provisto de cuatro turbinas que debía sustituir al Ilyushin Il-14 con motores de émbolo, en servicio en la Aeroflot, la oficina de diseño Antonov empezó a finales de 1957 a proyectar un avión de 32-40 plazas, apto para rutas de corto y medio alcance. Dicho avión tenía que ser capaz de operar desde pequeños aeropuertos sin pavimentar, y las características de vuelo y planta motriz debían permitir su utilización en puntos con diferencias de altitud y/o de temperatura considerables. Hasta pasados dos años, en abril de 1960, no tu-



El Antonov An-24V, ampliamente utilizado por la Aeroflot para servicio local, ha constituido además la base de una importante familia de variantes mejoradas y para servicios especiales, que continuará en servicio hasta el fin del siglo y tal vez incluso después.

vo lugar el vuelo inicial del primero de los dos prototipos construidos: el periodo de tiempo comprendido entre el inicio del proyecto y la finalización del primer prototipo se amplió con el fin de aumentar la capacidad hasta 44 plazas.

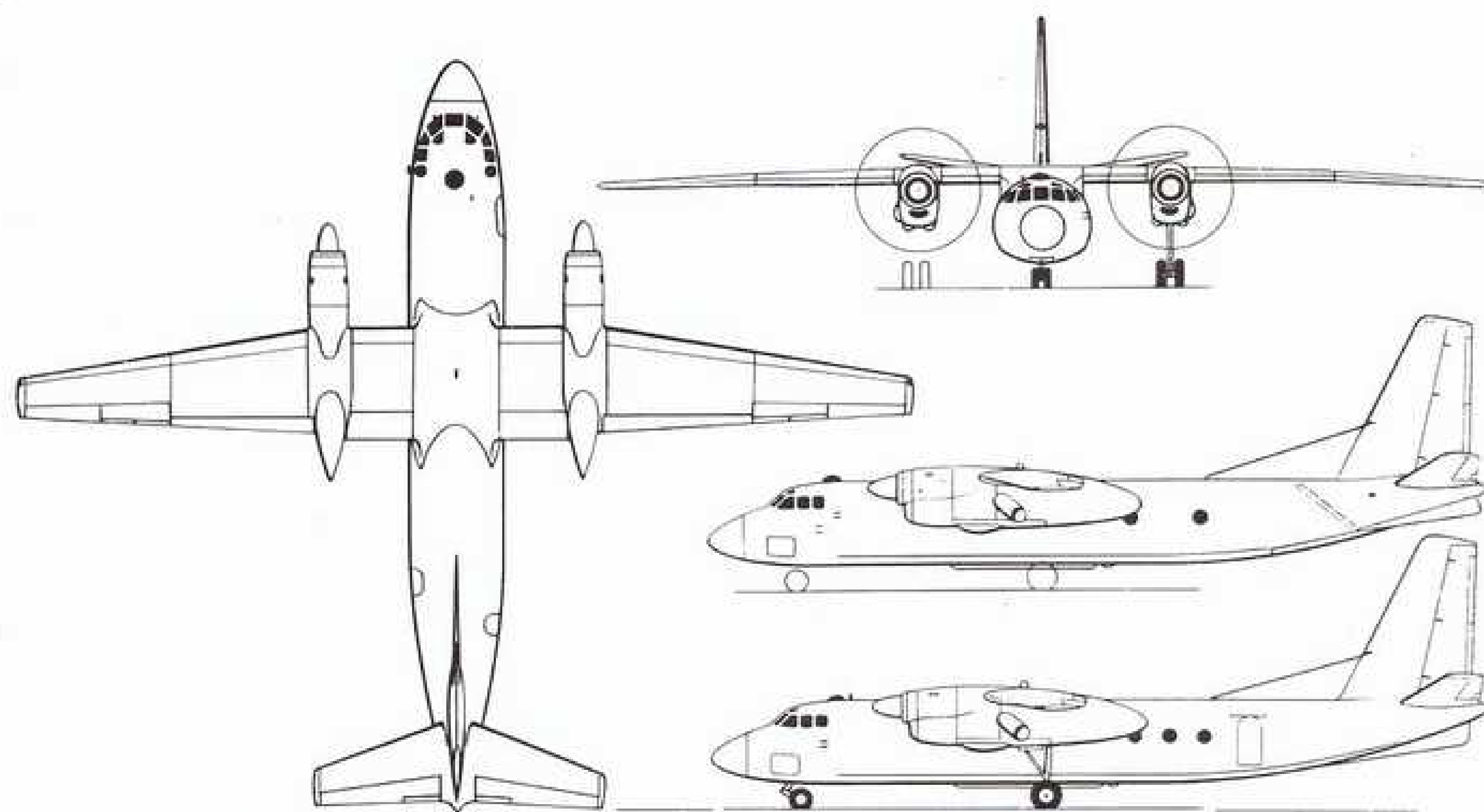
Con una configuración de ala alta, típica de los Antonov, el **An-24 «Coke»** dispone de alas con flaps de gran envergadura de tipo Fowler situados en el borde de fuga, con doble ranura en la sección exterior a las barquillas de los motores, y con ranura simple hacia el interior de las mismas. La unidad de cola es convencional, y en los ejemplares de serie se ha añadido una aleta ventral bastante larga; el fuselaje es una estructura semimonocoque en la que se ha introducido la construcción con soldadura por adhesivo. El tren de aterrizaje es del tipo triciclo, hidráulicamente retráctil, con ruedas dobles en cada una de las patas y una rueda de morro pivotante y orientable; puede regularse la presión de los neumáticos en vuelo o en tierra, a fin de operar desde distintas pistas de aterrizaje. La planta motriz consiste en dos turbohélices Ivchenko AI-24A, cada una de las cuales mueve una hélice de velocidad constante y de ángulo de incidencia variable.

Los aviones de serie empezaron a ser utilizados por la Aeroflot en 1962 para el entrenamiento de tripulaciones y para vuelos de prueba; hasta setiembre de 1963 no entró en servicio el primer **An-24V** de 50 plazas, en las rutas entre Moscú, Voronezh y Saratov. Entre las versiones posteriores se encuentran el **An-24V SrsII,** previsto para una capacidad estándar de 50 plazas, pero con distribuciones interiores alternativas mixtas de carga y pasaje, convertible de carga a pasaje, totalmente para carga, o para ejecutivos; el **An-24RV,** similar al anterior, pero provisto de una turbina auxiliar de 900 kg de empuje, montada en la barquilla del motor de estribor y empleada para el arranque de motores en pista así como para mejorar las prestaciones durante el despegue o en vuelo; el **An-24T,** equipado como transporte de carga especializado, al haber sustituido la puerta trasera estándar de la cabina del pasaje, por una puerta de carga, de apertura hacia arriba, situada en el vientre del fuselaje, disposición complementada con la sustitución de la aleta ventral única del fuselaje por dos aletas ventrales, a ambos lados de la puerta de carga, y con la instalación de una grúa y una cinta transportadora; y el **An-24RT,** igual al An-24T pero provisto de un turborreactor auxiliar. También fue evaluado un **An-24P** equipado para el lanzamiento con paracaídas de unidades contra incendios forestales.

El total de An-24 construidos asciende a unas 1 100 unidades.



Antonov An-24RV de las líneas aéreas rumanas Tarom.


Antonov An-24V (perfil superior: An-24T).

Especificaciones técnicas

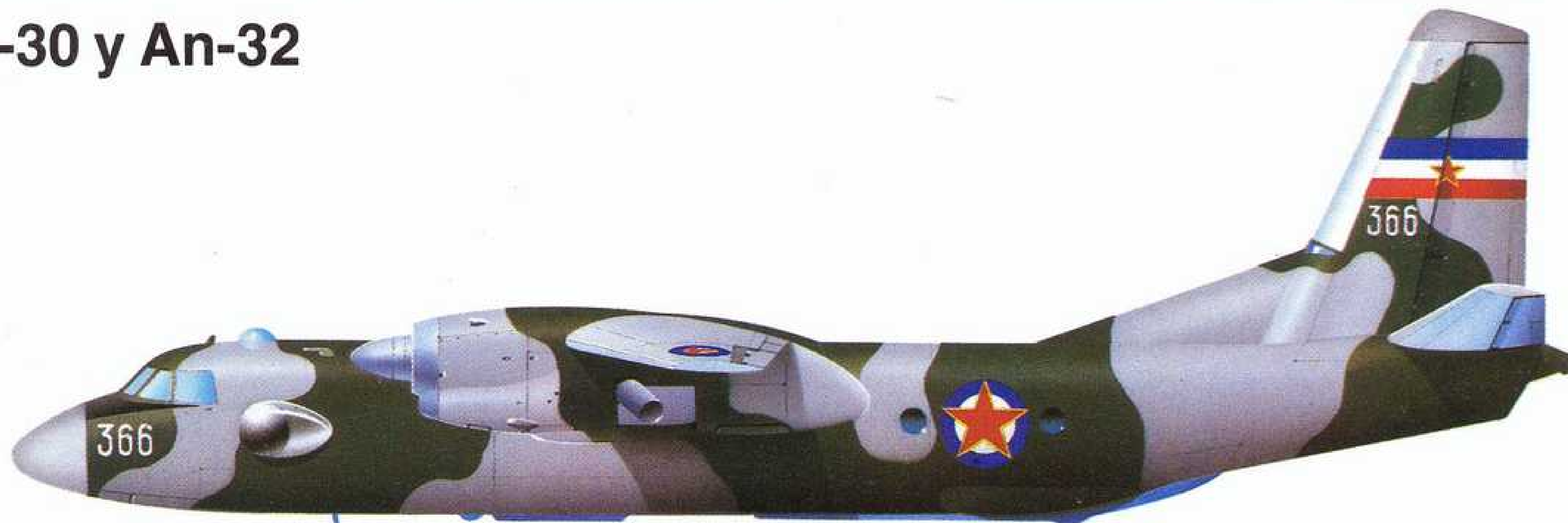
Antonov An-24V
Tipo: transporte de radio corto
Planta motriz: dos turbohélices Ivchenko Ai-24A de 2 550 hp
Prestaciones: velocidad de crucero 450 km/h; techo de servicio 8 400 m; autonomía con máxima carga útil 550 km; alcance máximo 2 440 km
Pesos: vacío 13 300 kg; máximo en despegue 21 000 kg
Dimensiones: envergadura 29,20 m; longitud 23,53 m; altura 8,32 m; superficie alar 74,98 m^2

Antonov An-26, An-30 y An-32

Historia y notas

Parecía lógico que se crease un avión militar de transporte como desarrollo del Antonov An-24, especialmente a la vista de la mejora de las prestaciones conseguida con la introducción de un motor auxiliar en el An-24RV. De hecho, no se produjo una, sino hasta tres versiones a partir del An-24. La primera fue el **Antonov An-26 «Curl»,** que entró en servicio en 1970, y que se distingue por la turbohélice más potente Ivchenko AI-24T de 2 830 hp y por el fuselaje de cola de nuevo diseño, que incluye una gran rampa trasera abatible y deslizable hacia delante bajo el piso de la cabina para facilitar el lanzamiento de carga desde el aire o la carga directa de mercancías (hasta un máximo de 5 500 kg) al nivel del piso de los camiones. En su bodega pueden introducirse directamente pequeños vehículos, mientras que otros tipos de carga pueden ser manipulados mediante cintas y polipastos instalados en el interior. A la izquierda del fuselaje, justo detrás de la cabina de mando, sobresale una gran ventana de observación en forma de burbuja, probablemente para aumentar la precisión en las operaciones de lanzamiento de paracaidistas. El An-26 se halla en servicio, en forma limitada, como transporte ligero táctico (40 pasajeros) en las fuerzas aéreas de los países del Pacto de Varsovia, y se han llevado a cabo esfuerzos considerables para exportar este modelo. En efecto, parece el reemplazo lógico de los Lusunov Li-2 e Ilyushin Il-14.

La segunda versión fue el **Antonov An-30 «Clank»,** que voló por primera vez en 1974. Se trata de una variante especializada en reconocimiento aéreo del An-26, provista de una cabina de mando elevada y un morro con una amplia sección acristalada, así como aberturas en el vientre para cámaras y equipo de reconocimiento. Al parecer, el principal papel asignado al An-30 consiste en su aportación a un importante estudio geofísico en curso de realización.



Antonov An-26 de las Fuerzas Aéreas Yugoslavas.

La URSS ha exportado un buen número de Antonov An-26. Aquí aparece uno de ellos al servicio de las Fuerzas Aéreas Laosianas (foto Aviation Letter Photo Service).



La tercera versión apareció en 1979 bajo la denominación **Antonov An-32 «Cline»**. Esta variante, especialmente diseñada para alcanzar mejores prestaciones en condiciones de calor y altura, está propulsada por dos turbohélices Ivchenko AI-20M de 5 180 hp, que suministran un 83 por ciento más de potencia que los AI-24 del An-26. El AI-20M es una versión sobrealimentada de las turbohélices que utiliza el avión, mucho mayor, Antonov An-12, y necesita de una hélice de mayor diámetro que la del AI-24 instalada en el An-26. Al objeto de evitar un replanteamiento del diseño de las alas por este motivo, en el An-32 se han instalado los motores en posición más alta, muy por encima del ala. Los ejes de las hélices quedan, por tanto, sobre el punto más alto del fuselaje, con la ventaja de que los problemas de control resultantes de esta asimetría son en la práctica inferiores a los que se hubieran derivado de un traslado de los motores hacia el exterior, en lugar de hacia la parte superior. Con todo, ha sido preciso compensar la mayor inestabilidad debida a los carenados añadidos y a la mayor dimensión de las hélices, por medio de un aumento de las superficies de cola (localizado en las aletas ventrales); y al situarse la línea de empuje en un punto más alto respecto a la estructura del avión, ha sido necesario dotar de una cuerda mayor a la sección exterior del ala; por la misma razón se ha proporcionado al ala un borde de ataque en diente de perro y se han incluido ranuras invertidas en el borde de ataque del empenaje. No se ha instalado ningún tipo de motor auxiliar, y la construcción del modelo, previsto para su operación por usuarios tanto civiles como militares, se ha iniciado en 1980. El An-32 puede operar desde aeródromos situados hasta los 4 600 m de altitud, y tiene capacidad para una carga máxima útil de 6 000 kg.



Antonov An-30 en servicio en las Fuerzas Aéreas Rumanas.

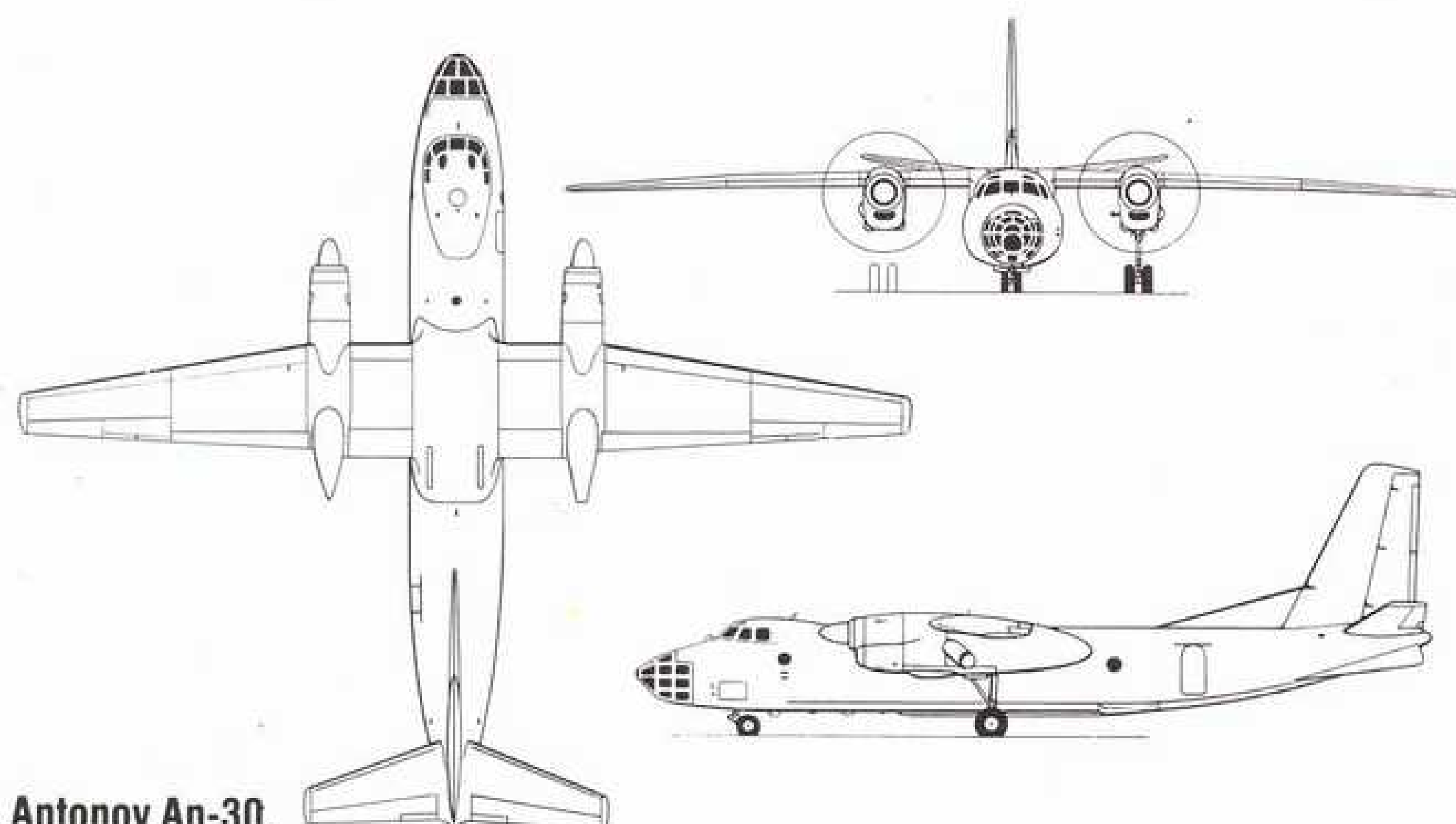
Especificaciones técnicas

Antonov An-26

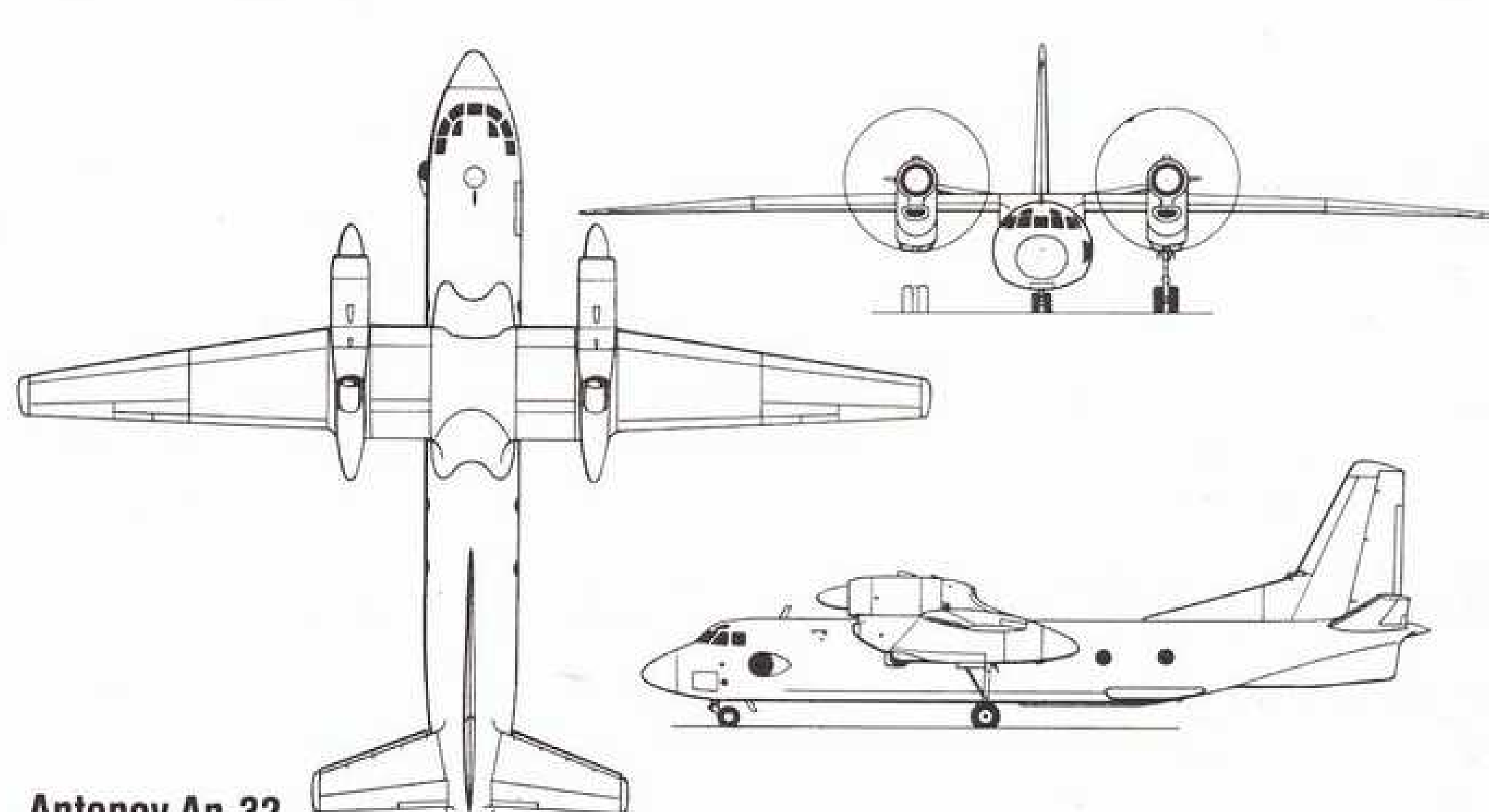
Tipo: transporte de radio corto
Planta motriz: dos turbohélices Ivchenko AI-24T de 2 820 hp
Prestaciones: (con peso normal de despegue) velocidad de crucero, a 6 000 m, 435 km/h; velocidad inicial de ascensión 480 m por minuto; techo de servicio 8 100 m; autonomía, con 4 500 kg de carga útil, 900 km
Pesos: vacío 15 020 kg; normal en despegue 23 000 kg; máximo en despegue 24 000 kg
Dimensiones: envergadura 29,20 m; longitud 23,80 m; altura 8,575 m; superficie alar 74,98 m^2

Antonov An-32

Tipo: transporte militar de radio medio/corto
Planta motriz: dos turbohélices Ivchenko AI-20M de 5 180 hp de potencia
Prestaciones: velocidad normal de crucero 510 km/h; techo de servicio 9 500 m; autonomía, con 6 000 kg de carga útil, 800 km
Pesos: máximo en despegue 26 000 kg
Dimensiones: envergadura 29,20 m; longitud 23,80 m; altura 8,575 m; superficie alar 74,98 m^2



Antonov An-30.



Antonov An-32.

Antonov An-40

Historia y notas

Por informaciones de la prensa soviética se sabe que se ha dado la designación **Antonov An-40** a un nuevo transporte pesado de gran autonomía comparable al Lockheed C-5A Galaxy norteamericano. Al parecer se trata de un monoplano de ala alta, propulsado mediante turbofan, y sustituirá al An-22 en el VVS-VTA (Mando de Transporte de las Fuerzas Aéreas Soviéticas) y en la compañía Aeroflot.

Antonov An-72

Historia y notas

El prototipo del nuevo **Antonov An-721 «Coaler»**, transporte STOL provisto de dos turbofan y primer avión a reacción producido por la oficina de diseño Antonov, voló por primera vez en diciembre de 1977, y poco tiempo después fue mostrado a los países occidentales.

Las características generales de este avión pueden ser estimadas a partir del tamaño de los motores y de su similitud con el Boeing YC-14, avión militar de transporte. La oficina Antonov decidió adoptar el nuevo concepto del USB («upper-surface blowing», o «soplado sobre el extradós»), en el que el chorro generado por los turbofan de alta relación de derivación se dirige por medio de unos flaps



El Antonov An-72 es un transporte STOL basado en el concepto del soplado del extradós para asegurar la adherencia del flujo de aire sobre la superficie alar a bajas velocidades.

de borde de fuga de diseño especial, que canalizan eventualmente el empuje del reactor hacia abajo gracias al llamado efecto Coanda. Este principio exige situar los motores por encima y delante de las alas, muy cerca del fuselaje, para reducir en lo posible el problema de la asimetría.

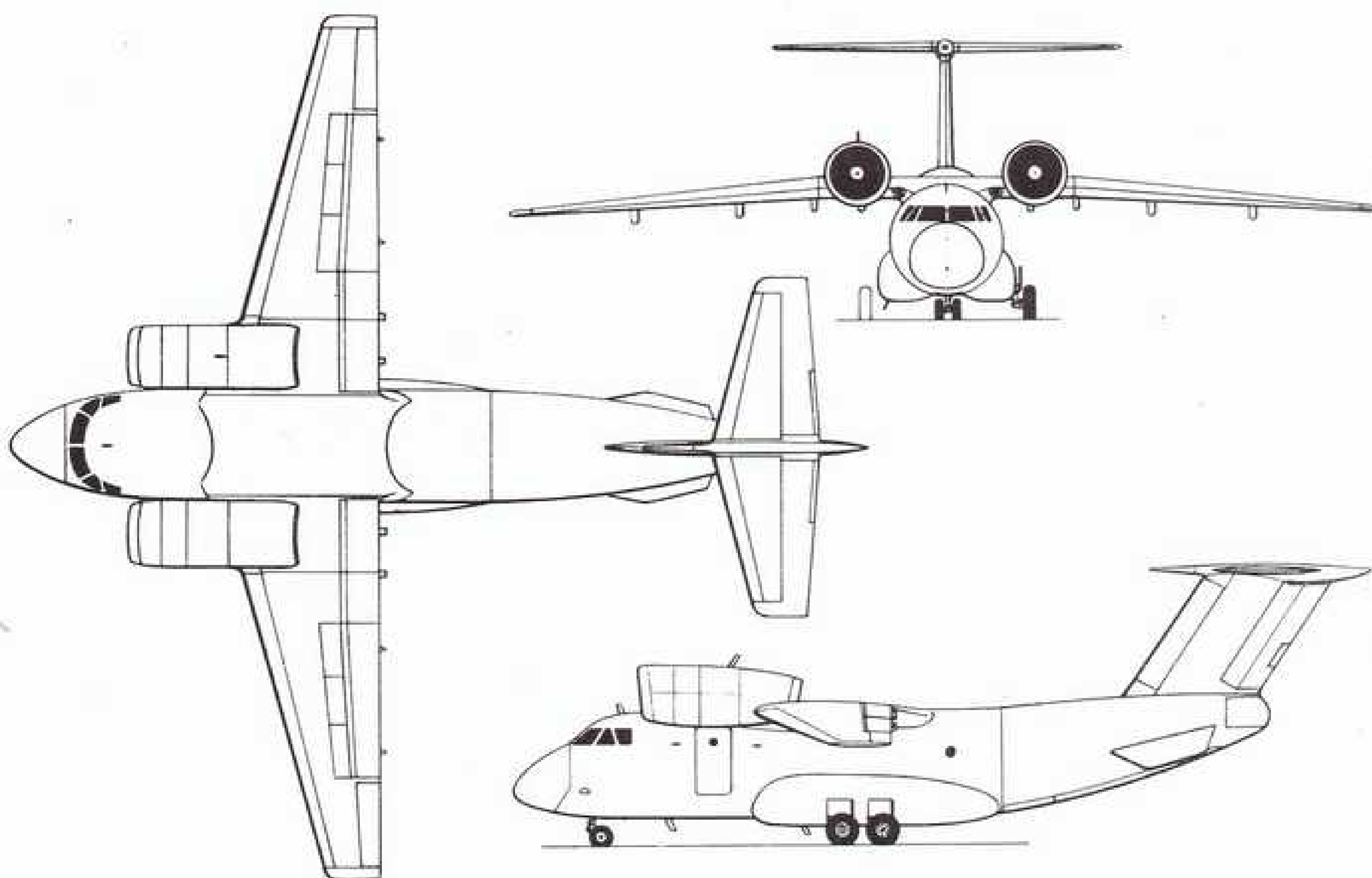
Las alas del An-72 disponen de slats en toda su envergadura y de flaps de borde de fuga con doble ranura en sus secciones externas, así como de flaps especiales USB en la parte interna. El tren de aterrizaje está compuesto por cuatro patas independientes provistas de una sola rueda, que al retraerse se alojan en el interior de unos abultamientos carenados en los costados del fuselaje. La cabina está presurizada y dispone de una puerta posterior de acceso, así como de una rampa integrada para la carga de pequeños vehículos. Inicialmente se situaron dos aletas ventrales en la parte posterior del fuselaje, a ambos lados de la rampa; posiblemente estaban diseñadas para reducir las turbulencias alrededor de la cola en el lanzamiento de paracaidistas. La cola ha sido revisada.

Se ha especulado con que el An-72 podría ser una especie de modelo a escala de un futuro transporte militar mayor, concebido para experimentar el sistema USB. El principal problema en el proyecto de aviones STOL es asegurar su estabilidad y control en caso de fallo de uno de los motores en vuelo sustentado parcialmente por el reactor, lo que exige un piloto automático muy sofisticado. A menos que estos problemas lleguen a resolverse, es improbable que el An-72 pueda entrar en servicio.

Su carga máxima útil es de 7 500 kg, y la velocidad de despegue con peso máximo es de 170 km/h.

Especificaciones técnicas

Tipo: transporte STOL
Planta motriz: dos turbofan Lotarev D-36 de 6 500 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 720 km/h; techo de servicio 11 000 m; autonomía con carga útil máxima y 30 min de reserva 1 000 km; autonomía con máximo combustible y 30 min de reserva 3 200 km
Pesos: máximo en despegue 30 500 kg
Dimensiones: envergadura 25,83 m; longitud 26,58 m; altura 8,24 m



Antonov An-72.

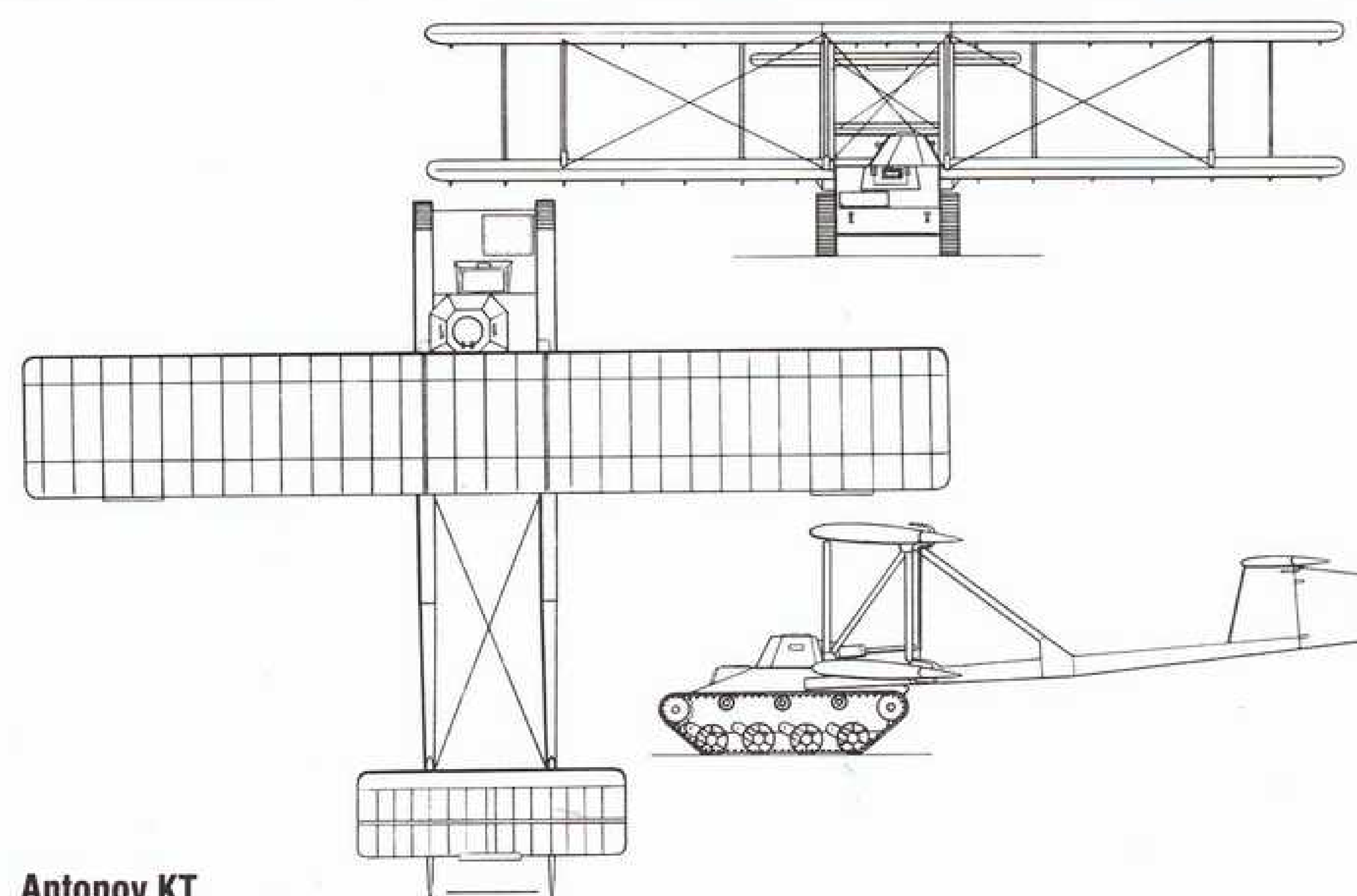
Antonov KT

Historia y notas

El **Antonov KT** fue un imaginativo proyecto para un carro de combate volador **(Krylya Tanka),** desarrollado en 1940. La idea consistía en dotar a un carro ligero (el T-60) de alas biplanas, y doble larguero como soporte de la unidad de cola; esta disposición permitiría a las Fuerzas Aéreas soviéticas el suministro de vehículos ligeros blindados a los partisanos situados detrás de las líneas del frente. Las alas biplanas eran de diseño sencillo, con puntas de ala rectangulares, y la cola estaba provista de doble deriva y timón. Se había previsto que el KT pudiese aterrizar y despegar sobre las orugas del carro T-60, el cual formaba la base estructural del avión. Sin embargo, por falta de apoyo oficial el proyecto fue abandonado prácticamente en su fase inicial.

Especificaciones técnicas

Tipo: carro de combate planeador
Prestaciones: velocidad de remolque 160 km/h; velocidad de aterrizaje 110 km/h
Pesos: máximo en despegue 8 200 kg
Dimensiones: envergadura 15 m; longitud 11,50 m; superficie alar 68 m^2



Antonov KT.

Vista imaginaria del Antonov KT, un proyecto de carro de combate volador que en realidad nunca llegó a concretarse y fue cancelado en 1942.

Antonov ShS

Historia y notas

En 1940 la URSS recibió de Alemania un Fieseler Fi-156 Storch (Cigüeña) como parte de un acuerdo comercial. Las Fuerzas Aéreas Soviéticas quedaron muy impresionadas por la capacidad STOL de este modelo, que lo convertía en un aparato ideal para misiones de enlace en el frente. Oleg Antonov, principal proyectista de planeadores del país en aquellos tiempos, recibió el encargo de preparar una versión de fabricación soviética. El prototipo fue designado **ShS** (*Shtab-Svyaznoi* o enlace del estado mayor) bajo la referencia de la oficina de diseño OKA 38. La planta motriz consistía en un motor MV-6, construido bajo licencia Renault.

El proyecto de construir el ShS en grandes cantidades, en una factoría situada en Kaunas, debió abandonarse al producirse la invasión de la URSS por la Alemania nazi, a mediados del año 1941.

Variante

Antonov N-2: versión de ambulancia, con el fuselaje delantero y la cabina del Shs, pero provista de un fuselaje trasero más ancho para albergar dos camillas cargadas a través de una escotilla de acceso



El Antonov ShS fue la versión soviética del excelente avión STOL de enlace alemán Fieseler Fi 156, provisto de un nuevo motor francés construido bajo licencia.

Especificaciones técnicas

Antonov ShS
Tipo: avión de observación y de enlace biplaza
Planta motriz: un motor lineal de cilindros invertidos MV-6 de 220 hp
Prestaciones: velocidad máxima 170 km/h; techo de servicio 4 800 m; autonomía 700 km
Pesos: vacío 895 kg; máximo en despegue 1 300 kg
Dimensiones: envergadura 14,28 m; longitud 10,50 m; superficie alar 26 m²

Aquaflight Aqua I Model W-6

Historia y notas

La Aquaflight Inc., fundada en 1946, construyó una hidrocanoa anfibia provista de dos motores, que se denominó **Aqua I Model W-6.** Este aparato, proyectado por M.C. Wardle, tenía una configuración en ala alta cantilever y cola de construcción metálica, y un casco de contrachapado soldado mediante resinas provisto de una estructura metálica encima del nivel del piso. Para asegurar su estabilidad en el agua, se habían montado en el casco unas cortas aletas, algo delante de la implantación de la raíz alar. La planta motriz consistía en dos motores de cuatro cilindros opuestos Avco Lycoming, montados en el interior de carenados aerodinámicos situados en el borde de ataque del ala, a ambos lados del fuselaje. El tren de aterrizaje, provisto de ruedas para operación anfibia, era del tipo triciclo retráctil.

Previsto para transporte de carga o pasaje ligero, disponía de acomodo para el piloto y cinco pasajeros; alternativamente, los asientos de los pasajeros podían desmontarse para adoptar una configuración de carga plena. Para facilitar la carga de mercancías voluminosas, podían desmontarse con facilidad los costados de la superestructura, por encima del piso.

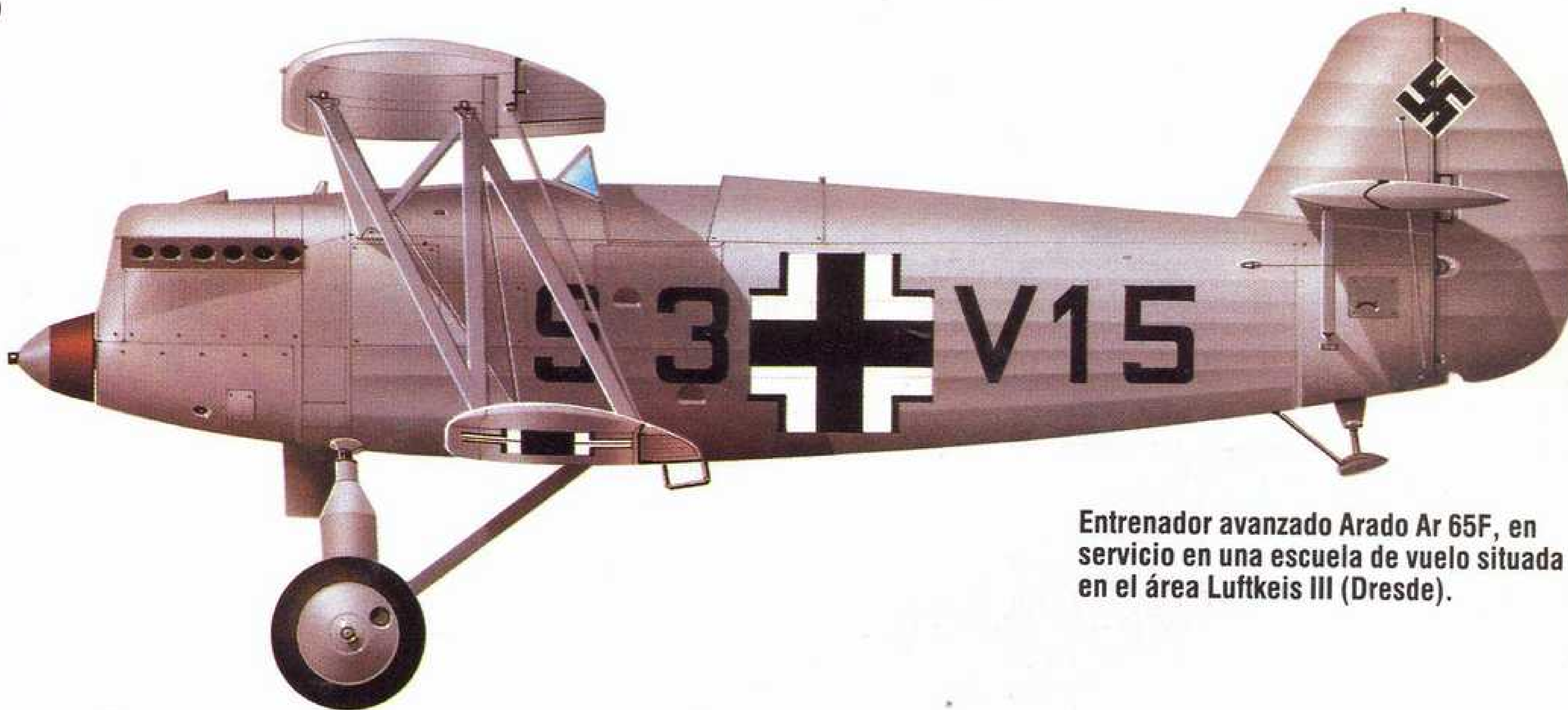
Especificaciones técnicas

Tipo: anfibio ligero para carga o pasaje
Planta motriz: dos motores de cuatro cilindros opuestos Avco Lycoming O-290-A de 125 hp
Prestaciones: velocidad de crucero 200 km/h
Pesos: vacío 998 kg; máximo en despegue 1 633 kg
Dimensiones: envergadura 11,13 m; longitud 8,99 m; altura en tierra 3,66 m; superficie alar 19,97 m²

Arado Ar 64 y Ar 65

Historia y notas

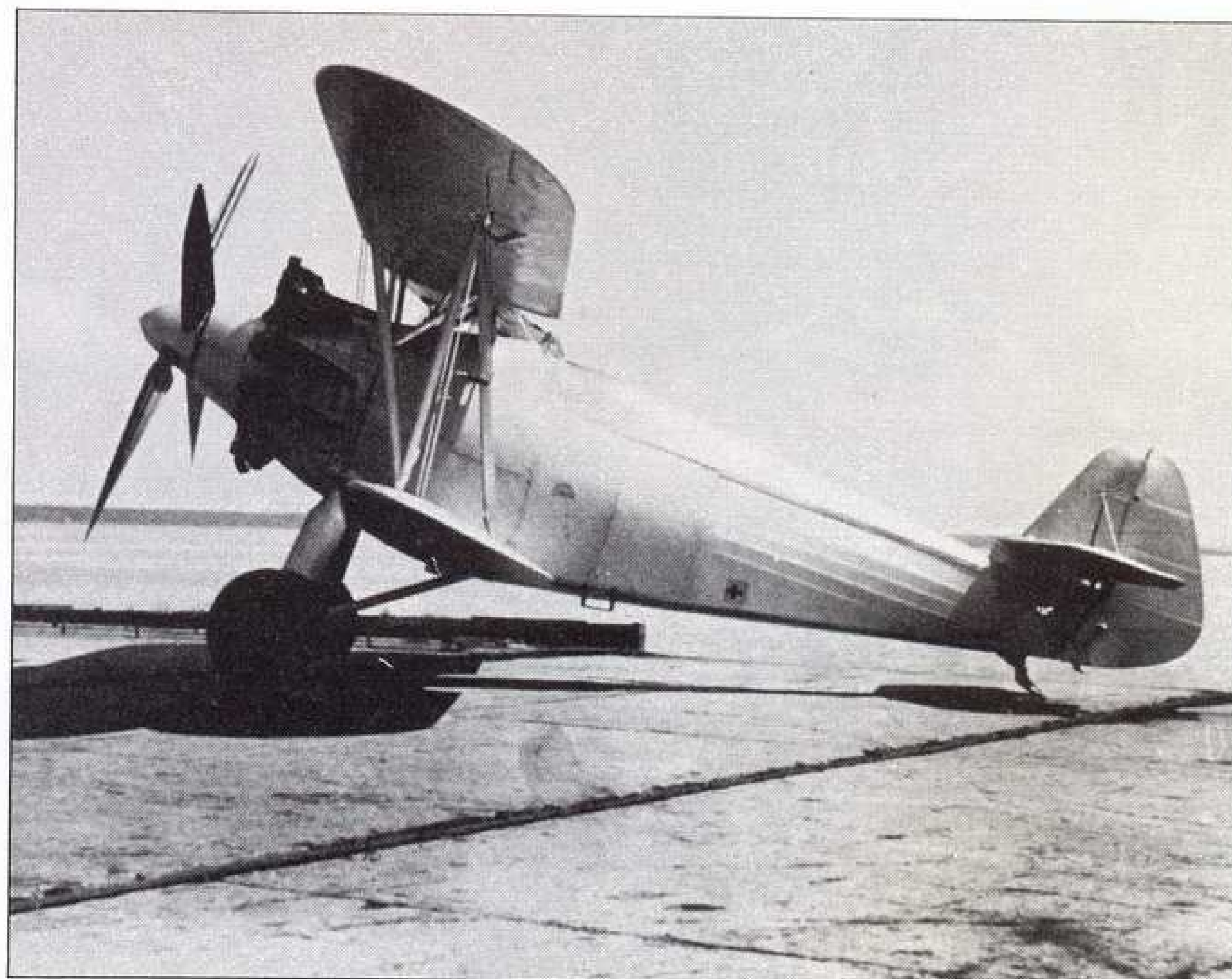
Los cazas SD II y SD III (que se describen más adelante, en pág. 280), proyectados por el ingeniero Walter Rethel y desarrollados en paralelo, fueron la base utilizada para el desarrollo del **Arado Ar 64.** Este estaba previsto inicialmente para sustituir al caza Fokker D.XIII, que equipaba en 1930 la escuela clandestina alemana de entrenamiento de vuelo situada en Lipezk, en la URSS. El Ar 64 mantenía la construcción mixta de los modelos anteriores, con fuselaje de tubo de acero soldado recubierto de tela y alas de madera; el prototipo **Ar 64a** iba propulsado por un motor radial Jupiter IV de 530 hp, construido bajo licencia por Siemens, que movía una hélice de madera de cuatro palas. El **Ar 64c** introdujo algunas modificaciones estructurales y su versión inicial de serie, el **Ar 64d,** se caracterizaba por un tren de aterrizaje modificado y por el incremento del área de la deriva y timón. La versión final fue el **Ar 64e,** similar al Ar 64d excepto en su hélice bipala, y armado, como las anteriores variantes, con dos ametralladoras de 7,92 mm. Unas 20 unidades del Ar 64 formaron parte del equipo de la Deutsche Verkehrsfliegerschule, en Schleissheim, lugar en el que se entrenaron tanto pilotos civiles como militares.



Entrenador avanzado Arado Ar 65F, en servicio en una escuela de vuelo situada en el área Luftkeis III (Dresde).

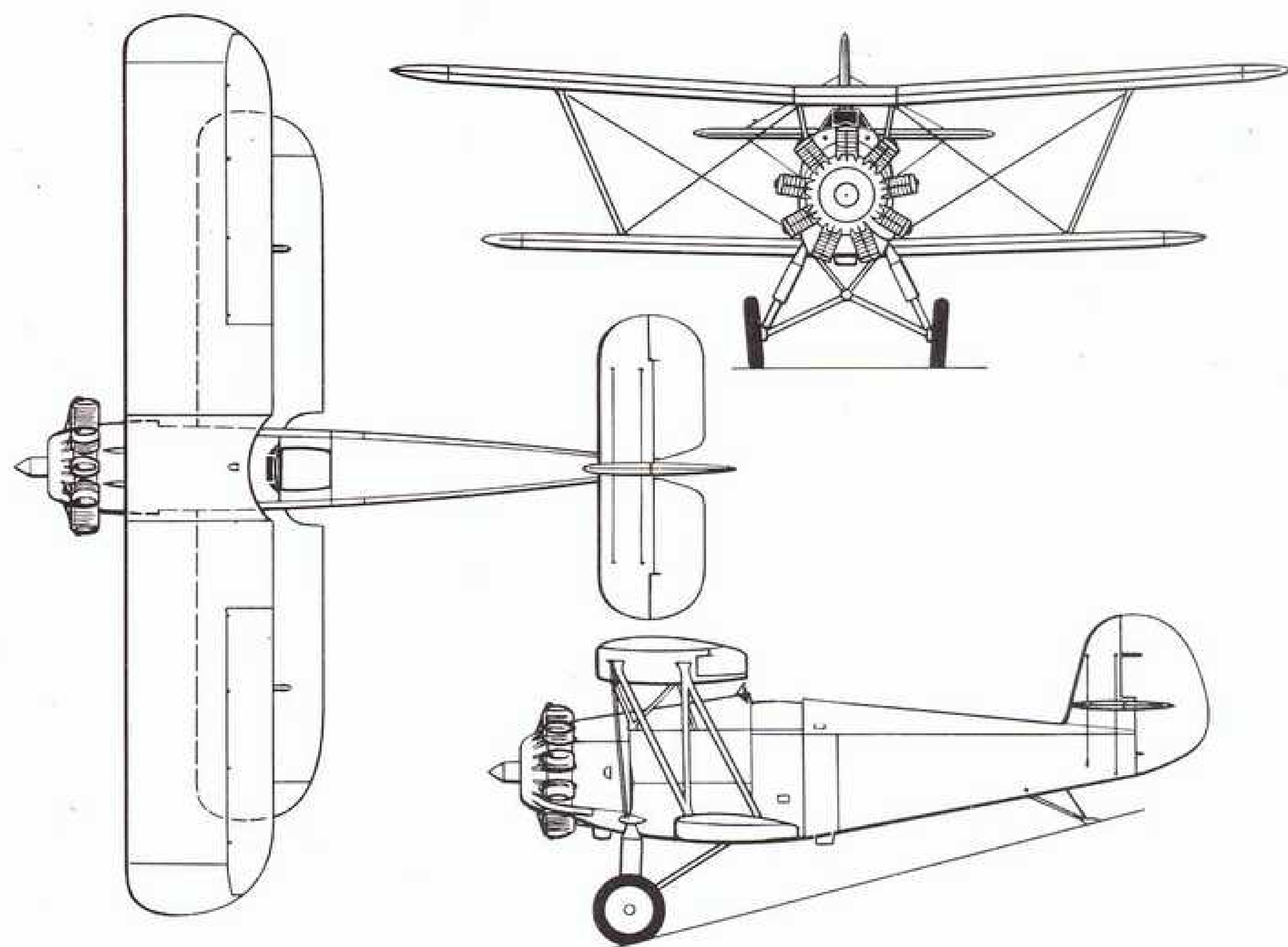
Variantes

Ar 64b: los dos prototipos Ar 64b estaban propulsados por dos motores lineales de 12 cilindros BMW VI de 640 hp, que, aunque no fueron adoptados para los aviones de serie, pasarían a equipar la versión Ar 65
Ar 65: uno de los primeros aviones de combate modernos desarrollados para las incipientes Fuerzas Aéreas alemanas; fue construido a partir del modelo Ar 64, con la sustitución del anterior motor radial por un motor BMW VI 7.3 de 12 cilindros en V de 750 hp; los primeros vuelos de prueba del prototipo **Ar 65a** mostraron la necesidad de ulteriores cambios
Ar 65d: desarrollo de 1932 a partir del Ar 65a, al que se rebajaron la línea de empuje del motor y el perfil del morro y fuselaje delantero, se ensanchó el fuselaje de cola y se añadieron montantes interplanos; a pesar del incremento del peso máximo en despegue desde 1 830 kg hasta 1 920 kg, las prestaciones y la maniobrabilidad mejoraron en general
Ar 65E: versión de serie del Ar 65d; los datos conocidos indican una velocidad máxima de 300 km/h a 1 650 m, velocidad de crucero 245 km/h,



El Arado Ar 64c era una variante de líneas antiestéticas, provista de una hélice de cuatro palas, en realidad dos unidades bipalas interconectadas. Sus prestaciones eran adecuadas, pero las dificultades de manejo exigieron un aumento del área de deriva y timón que se aplicó a la variante Ar 64d (foto M.B. Passingham).





Arado Ar 64d.

Los Arado Ar 64 y 65 proporcionaron a Alemania aviones de entrenamiento y cazas de transición extraordinariamente útiles.

tiempo de trepada hasta los 1 000 m 1 min 30 seg, techo de servicio 7 600 m, peso vacío 1 510 kg y máximo en despegue 1 930 kg, envergadura 11,20 m, longitud 8,40 m, altura 3,42 m, superficie alar 23 m², y armamento consistente en dos ametralladoras MG 17 de 7,92 mm con 500 disparos por unidad; este modelo sirvió durante algunos meses como avión de caza, antes de ser complementado y posteriormente reemplazado por el Heinkel He 51; el Ar 65E fue utilizado entonces como avión de entrenamiento para cazas, hasta ser retirado del servicio definitivamente en el año 1936.
Ar 65F: modificación de serie del Ar 65E con armamento mejorado y un aumento de 40 kg de peso

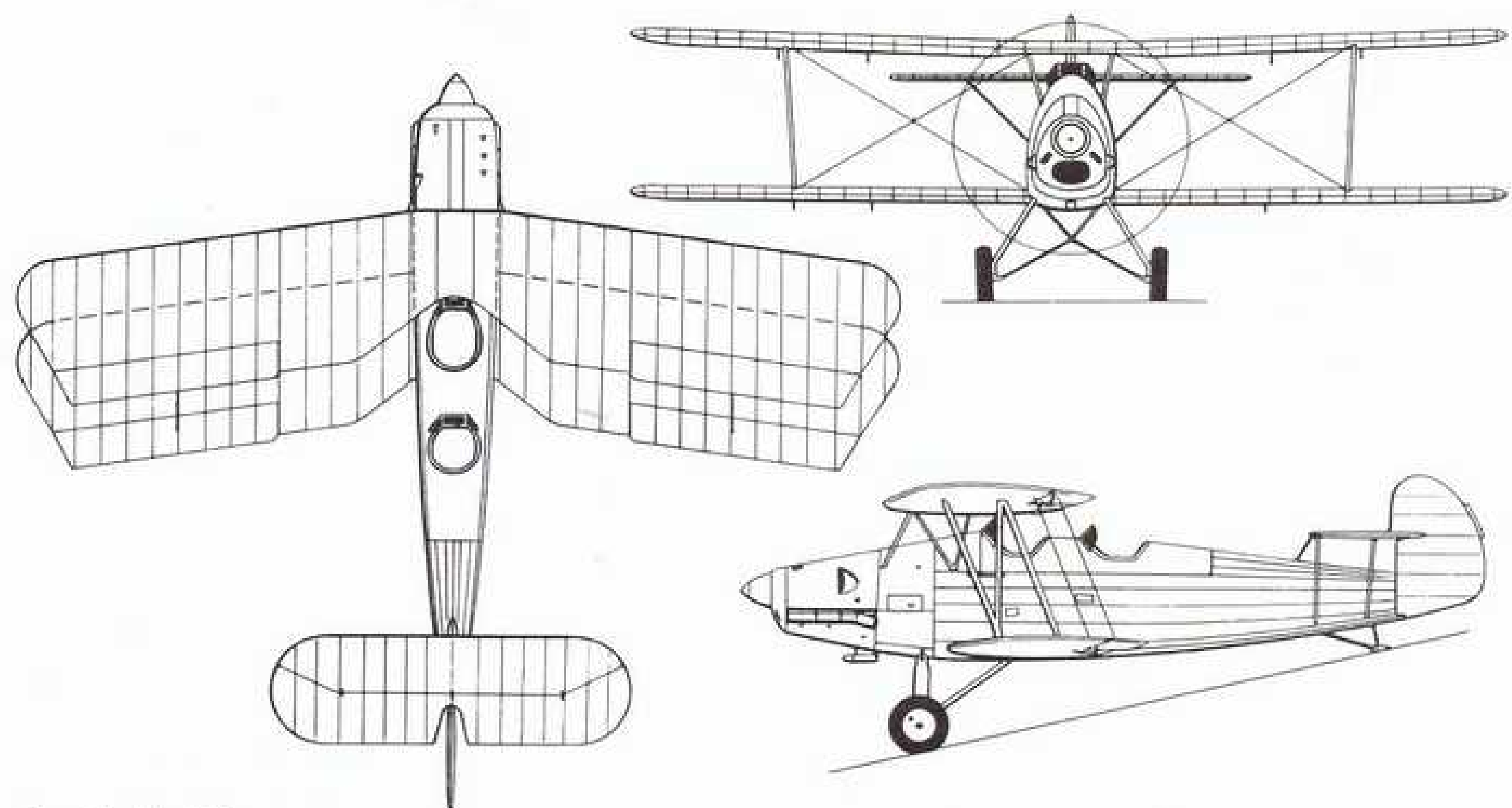
Especificaciones técnicas
Arado Ar 64
Tipo: caza biplaza
Planta motriz: un motor radial Siemens Jupiter VI de 530 hp
Prestaciones: velocidad máxima 250 km/h a 5 000 m
Pesos: vacío 1 210 kg; máximo en despegue 1 680 kg
Dimensiones: envergadura 9,90 m; longitud 8,43 m
Armamento: dos ametralladoras fijas de fuego frontal de 7,92 mm

Arado Ar 66

Historia y notas
El último proyecto finalizado por Walter Rethel para la Arado, con anterioridad a su traslado a la empresa Messerschmitt, fue el **Ar 66,** avión de entrenamiento biplaza con una configuración de biplano de construcción mixta. El empenaje iba montado en un carenado elevado sobre el fuselaje trasero, por delante de la superficie vertical de cola, que consistía en un timón móvil, sin deriva. El prototipo, que voló por primera vez en 1932 y fue designado **Ar 66a,** iba propulsado por medio de un motor lineal Argus As 10C de 240 hp. Con la partida de Rethel, asumió la principal responsabilidad del desarrollo del avión Walter Blume, quien dio principio a su fabricación en serie como **Ar 66c,** iniciándose en 1933 las entregas a la Luftwaffe. El Ar 66c prestó un prolongado servicio en las escuelas de entrenamiento de la Luftwaffe hasta después de estallar la II Guerra Mundial, y en 1943 entró en servicio de primera línea, junto al Gotha Go 145 de entrenamiento, para equipar los Störkungkampfstaffeln (escuadrones de incursión) en ataques nocturnos al suelo, en el frente oriental, armados con bombas ligeras antipersonal de 2 y de 4 kg.

Variantes
Ar 66b: el segundo prototipo, designado Ar 66b, fue provisto de flotadores de madera, y el timón se amplió hasta abajo del fuselaje de cola, carenado por medio de la inclusión de una aleta ventral. Se construyeron diez hidroaviones Ar 66b de serie

Especificaciones técnicas
Arado Ar 66c
Tipo: avión de entrenamiento biplaza
Planta motriz: un motor lineal Argus As 10c de 240 hp
Prestaciones: velocidad máxima 210 km/h; velocidad de crucero 175 km/h; techo de servicio 4 500 m; autonomía 715 km
Pesos: vacío 905 kg; máximo en despegue 1 330 kg
Dimensiones: envergadura 10 m; longitud 8,30 m; altura 2,93 m; superficie alar 29,63 m²

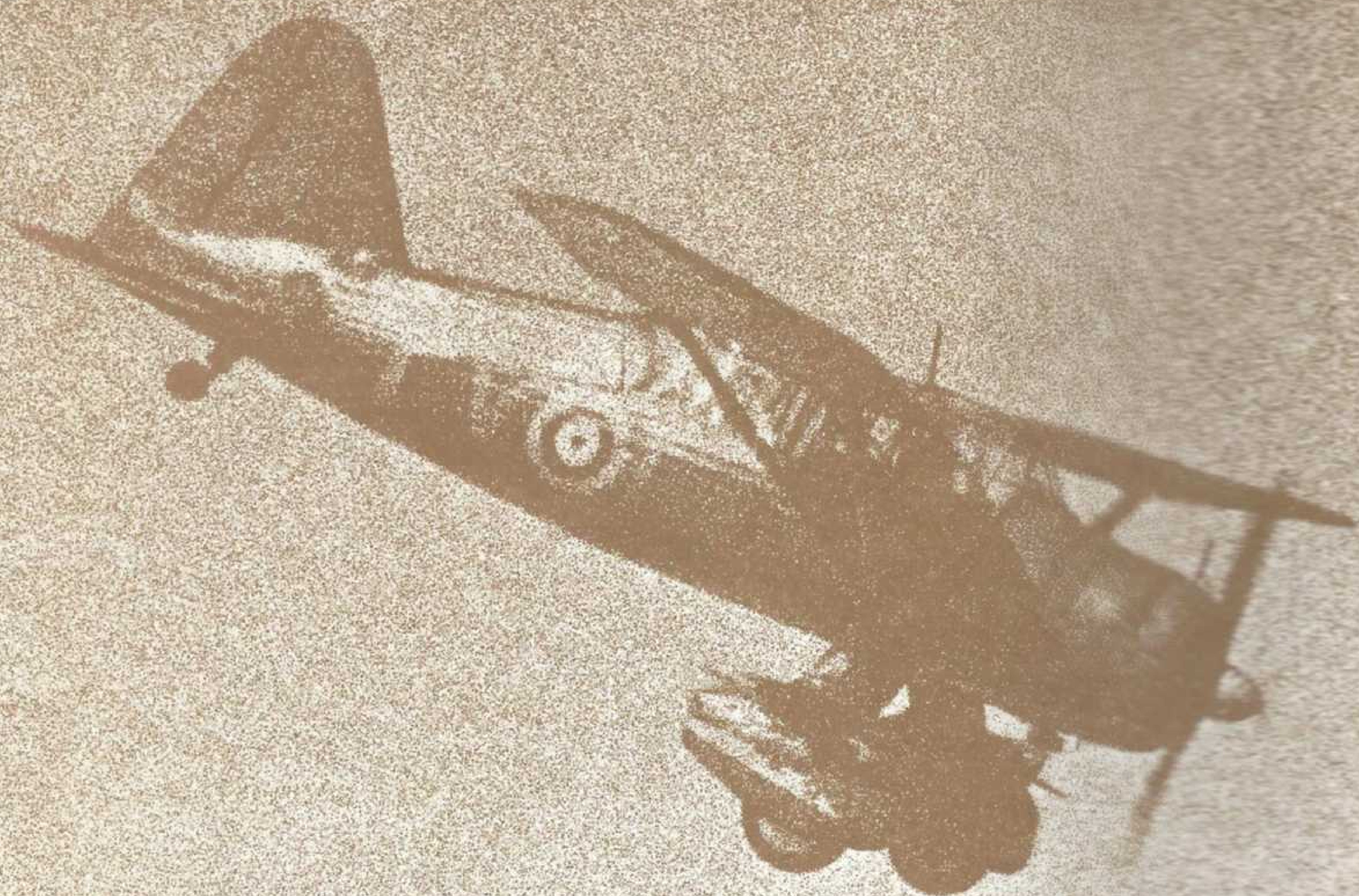


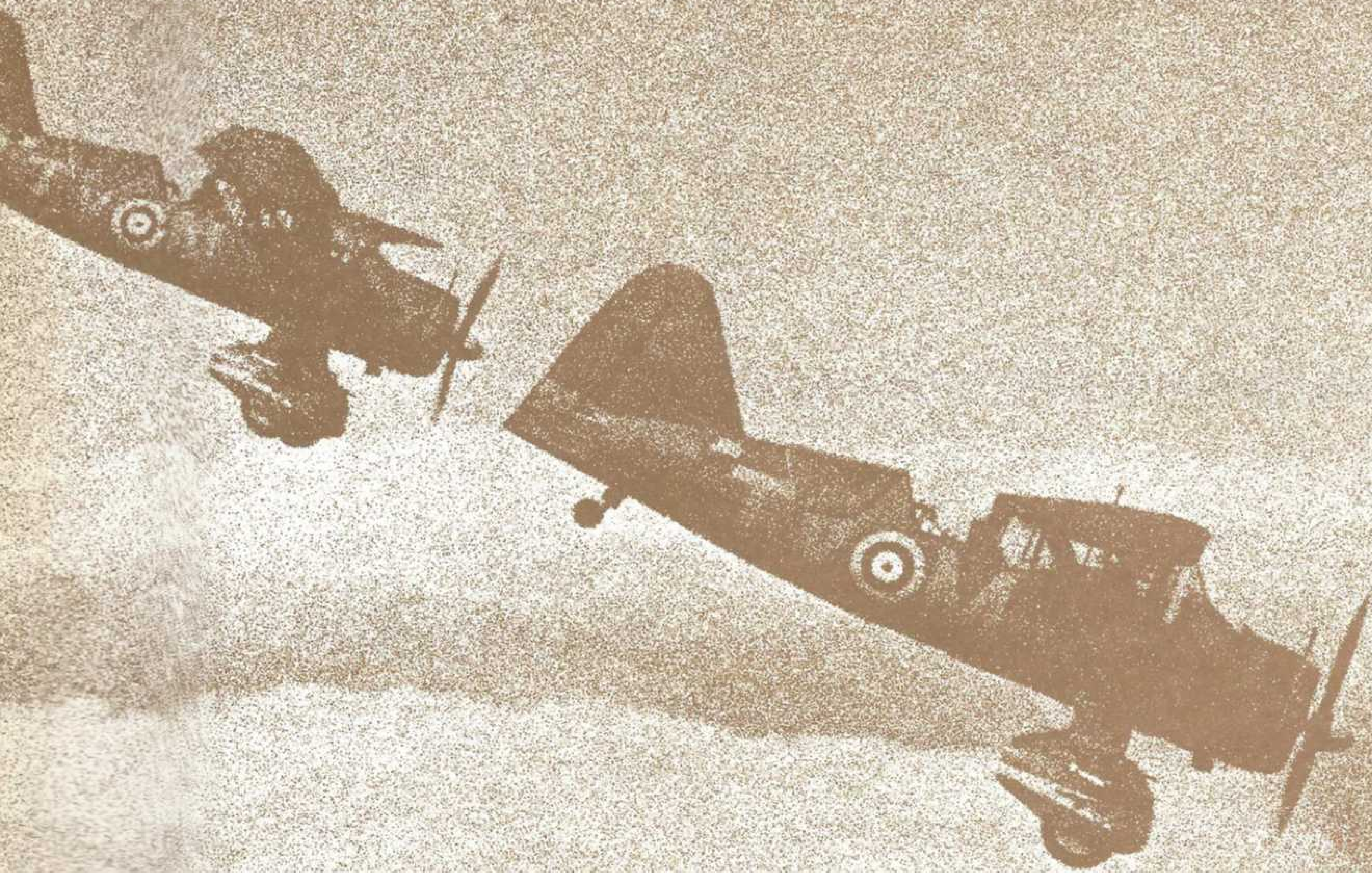
Arado Ar 66c.

El Arado Ar 66c fue ampliamente usado por las escuelas de vuelo militares y civiles con anterioridad a la II Guerra Mundial. Durante la guerra, este modelo fue utilizado en incursiones nocturnas sobre el frente oriental, con una provisión de bombas ligeras.









Enciclopedia Ilustrada de la AVIACION

1

editorial Delta